

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Integración de Pilas de Combustible para
Propulsión en una Aeronave.

Autor: Juan Ramón Parra Vilar

Tutor: Carlos Bordons Alba

Dep. Ingeniería de Sistemas y Automática.
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2017



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Integración de Pilas de Combustible para Propulsión en una Aeronave.

Autor:

Juan Ramón Parra Vilar

Tutor:

Carlos Bordons Alba

Profesor Titular

Dep. Ingeniería de Sistemas y Automática.
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2017

Trabajo Fin de Grado: Integración de Pilas de Combustible para Propulsión en una Aerona-
nave.

Autor: Juan Ramón Parra Vilar
Tutor: Carlos Bordons Alba

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

Este trabajo es la finalización de una etapa. La he vivido de la mejor forma, tal y como me apetecía pero siempre con un objetivo en mente y sabiendo lo que llegar a conseguirlo implicaba. Han sido días de trabajo sin final, noches sin principio, cafés demasiado largos y sueños demasiado cortos. Todo habría sido muy duro sin la compañía de quien ha sabido como apoyarme, sin las risas con los amigos, los reencuentros que llegaban en los mejores momentos y las noches de pizza que valían más por ver las caras conocidas. He disfrutado de muchos días y en los que no, siempre sabía a quienes acudir, a quienes dormían menos incluso que yo, quienes siempre han estado más pendientes de mí que de vivir y es que les va la vida en ello. Por eso mis padres no necesitan que les dedique nada, se gradúan conmigo y merecen que les pongan el nombre en el título. Y como madres nunca sobran a mi me dieron otra que le dicen mi tía pero se equivocan. A mi hermano que siempre ha estado donde lo necesitaba me toca agradecerle que me enseñase a estar cuerdo, a no agobiarme tanto, a parar y reír un rato. Es un privilegio ver como quiero ser dentro de 5 años. A mi abuela, le agradezco todos los paseos y las conversaciones que desde pequeño las ha soportado y, con dolor de cabeza, su única preocupación ha sido no verme delgado. En definitiva, a la familia, tanto la que está bajo el mismo techo o más lejos le tengo que agradecer, en gran medida, como soy y como me he enfrentado al reto de estos últimos 4 años. Y si me faltaba familia a cada año que pasa son más y, poco a poco, imprescindibles.

Asimismo, me gustaría agradecer a mi tutor, C. Bordons Alba, la oportunidad de realizar este proyecto en el que me impliqué desde el primer día.

A todas aquellas personas que han estado presentes y han contribuido a la finalización de esta etapa mis más sentido agradecimiento.

Juan Ramón Parra Vilar
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Sevilla, 2017

Resumen

El presente trabajo pretende realizar el diseño teórico y la simulación numérica del sistema de potencia de una aeronave. Los datos de partida del sistema vienen limitados por su pertenencia a un proyecto de diseño global de una aeronave tilt-rotor llevada a cabo por un grupo de distintos departamentos de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla.

El procedimiento seguido para la realización de las diversas partes del trabajo sigue un orden lógico, primero se realizan cálculos teóricos básicos y los desarrollos necesarios para obtener los datos de partida que se introducen en la simulación numérica. Esta simulación numérica exige el modelado del sistema de potencia mediante el software Simulink®, parte del entorno de programación MatLab®.

Obtenido el modelo, se pretende diseñar el control interno del sistema para hacer frente a las exigencias marcadas por las especificaciones que se espera que cumpla la aeronave. El conjunto del modelo permite realizar cambios en su configuración y poder seguir un proceso de optimización, mediante diversas pruebas y simulaciones, que permiten un ajuste de los distintos bloques del modelo. Es necesario destacar que estos bloques modelan subsistemas disponibles en el mercado mediante el uso de las especificaciones de producto que distintas empresas ofertan en sus catálogos actualmente. Se intenta no perder de vista el objetivo final del trabajo, servir como apoyo a una implementación real del sistema de producción de potencia de forma estable para una aeronave, lo que sirve para tomar diversas elecciones durante el estudio.

Abstract

In this project it is designed and numerically simulated the power train system of an aerial vehicle. It is part of a bigger project that is being developed by the Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla. This major project is about the construction of a tilt-rotor autonomous airplane.

At first, it is calculated the basic theoretical data that are necessary for the numerical simulation. The data are added to a model software which shapes the power train system performance. This software is programmed with Simulink®, that is a part of Matlab® software package.

It is designed the internal control of the power train system to make the airplane execute all performance specifications, using the theoretical initial data and the software model. The model is changed during the development of the project to optimize and set the parameters of the different Simulink blocks. It is necessary to emphasize that the blocks represent real subsystems on sale and the parameters are extracted from different companies data sheets. This project has to prove the viability of the real implementation of the power train system on the tilt-rotor airplane. This target is important to be remember on choice situations during the project.

Índice Abreviado

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XIII
1. Introducción	1
2. Hibridación. Estado del arte.	5
2.1. Sistemas híbridos.	5
2.2. Baterías.	6
2.3. Células de combustible.	11
2.4. Células solares.	28
3. Estudio teórico de la hibridación.	31
3.1. Uso de valores específicos.	31
3.2. Datos de consumo de la pila de combustible.	33
4. Modelado del Sistema. Implementación y Ajuste.	37
4.1. Modelo implementado en Simulink. Estructura de bloques.	37
4.2. Simulación con resistencia variable.	56
5. Simulación del sistema completo. Ajuste de los parámetros.	73
5.1. Simulación con baterías y paneles solares.	73
5.2. Estudio del espacio y peso disponible para el sistema de potencia.	77
5.3. Simulación del sistema híbrido completo. Control por histéresis. Consumo de hidrógeno ajustado a espacio disponible.	79
5.4. Análisis de sensibilidad.	90
5.5. Distintos grados de hibridación.	90
5.6. Control por histéresis. Determinación del nivel de consumo que permite la recarga de baterías.	91
6. Conclusiones.	105
6.1. Sistema de potencia elegido.	105
6.2. Opciones frente a cambios de criterios de diseño.	105
Apéndice A. Baterías comerciales.	107
A.1. ANR26650M1	107
A.2. BMS Renobat	110
A.3. GWL-ZG-LFP020AH	113
Apéndice B. Pilas de combustible comerciales.	121
B.1. EnergyOr	121
B.2. Aerostak	124

Apéndice C. Paneles solares comerciales.	133
C.1. Altadevices	133
Apéndice D. Planos Aeronave Tilt-Rotor. Configuración preliminar.	137
<i>Índice de Figuras</i>	139
<i>Índice de Tablas</i>	143
<i>Bibliografía</i>	145

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XIII
1. Introducción	1
2. Hibridación. Estado del arte.	5
2.1. Sistemas híbridos.	5
2.1.1. HEV-Hybrid electric vehicle (Vehículo híbrido eléctrico.)	5
2.1.2. EV-Electric vehicle (Vehículo híbrido eléctrico.)	5
2.1.3. Fuentes de energía en sistemas híbridos.	5
2.2. Baterías.	6
2.2.1. Baterías de Ión-Litio.	6
2.2.2. Baterías Ni-MH.	8
2.2.3. Baterías de Ácido-Pb.	8
2.2.4. Análisis de opciones.	9
2.3. Células de combustible.	11
2.3.1. Inicios y desarrollo.	11
2.3.2. Características generales.	12
2.3.3. Tipos de pilas de combustible.	14
2.3.4. Pilas de combustible en proyectos reales. Sector de la aviación.	15
PROYECTO 1. BRTE (Boeing Research and Technology Europe)	15
PROYECTO 2. DLR.	15
PROYECTO 3. The Boeing Company.	16
PROYECTO 4 y 5. AeroVironment.	16
PROYECTO 6. Israel Aerospace Industries.	17
PROYECTO 7. Naval Research Laboratory.	17
PROYECTO 8 y 9. Korea Aerospace Research Institute (KARI).	18
PROYECTO 10 y 11. Multidisciplinary Flight Dynamics and Control Laboratory (MFD-CLab); Center for Environmental Analysis-Center for Research Excellence in Science and Technology (CEA-CREAST).	18
PROYECTO 12. DLR	19
PROYECTO 13. United Technologies Research Center (UTRC)	19
PROYECTO 15. Lockheed Martin.	19
PROYECTO 17. QinetiQ.	20
PROYECTO 18. Silent Falcon UAS Technologies.	20
PROYECTO 19 y 20. AeroVironment.	20
PROYECTO 21, 22, 23. KARI.	21
PROYECTO 24. NASA.	21
PROYECTO 25. BlueBird Aero Systems	22

PROYECTO 26. INTA.	22
PROYECTO 26. SAAB.	22
2.3.5. Pilas de combustible de membrana de intercambio protónico (PEMFC).	24
2.3.6. Almacenamiento de hidrógeno. Opciones y elección.	25
2.4. Células solares.	28
3. Estudio teórico de la hibridación.	31
3.1. Uso de valores específicos.	31
3.2. Datos de consumo de la pila de combustible.	33
4. Modelado del Sistema. Implementación y Ajuste.	37
4.1. Modelo implementado en Simulink. Estructura de bloques.	37
4.1.1. Entorno de programación visual Simulink.	37
4.1.2. Bloques del sistema.	37
4.1.3. Paneles solares.	38
Cálculo de paneles y potencia teórica.	40
Perfiles de irradiancia.	41
4.1.4. Batería.	41
Estudio teórico de la capacidad requerida. Baterías en el mercado.	42
4.1.5. Pila de combustible.	47
Estrategia de control.	50
4.1.6. Motores	50
Convertidor elevador (boost).	53
4.1.7. Servos y electrónica.	55
4.2. Simulación con resistencia variable.	56
4.2.1. Resistencia variable.	57
4.2.2. Acople de baterías y resistencia variable.	58
4.2.3. Acople de baterías, pilas de combustible y resistencia variable.	66
4.2.4. Acople de baterías, pilas de combustible, paneles solares y resistencia variable.	67
5. Simulación del sistema completo. Ajuste de los parámetros.	73
5.1. Simulación con baterías y paneles solares.	73
5.2. Estudio del espacio y peso disponible para el sistema de potencia.	77
5.3. Simulación del sistema híbrido completo. Control por histéresis. Consumo de hidrógeno ajustado a espacio disponible.	79
5.4. Análisis de sensibilidad.	90
5.5. Distintos grados de hibridación.	90
5.6. Control por histéresis. Determinación del nivel de consumo que permite la recarga de baterías.	91
5.6.1. Simulación con recarga del baterías.	92
5.6.2. Efecto del motor.	99
6. Conclusiones.	105
6.1. Sistema de potencia elegido.	105
6.2. Opciones frente a cambios de criterios de diseño.	105
Apéndice A. Baterías comerciales.	107
A.1. ANR26650M1	107
A.2. BMS Renobat	110
A.3. GWL-ZG-LFP020AH	113
Apéndice B. Pilas de combustible comerciales.	121
B.1. EnergyOr	121
B.2. Aerostak	124
B.2.1. Depósitos de hidrógeno.	129
Apéndice C. Paneles solares comerciales.	133
C.1. Altadevices	133

Apéndice D. Planos Aeronave Tilt-Rotor. Configuración preliminar.	137
<i>Índice de Figuras</i>	139
<i>Índice de Tablas</i>	143
<i>Bibliografía</i>	145

Notación

DOD	Profundidad de descarga de una batería.
SOC	Estado/Nivel de carga de una batería.
$VTOL$	(Vertical Take-Off and Landing) Maniobra aérea consistente en un despegue o aterrizaje vertical sin movimientos horizontales.
BMS	(Battery Management System) Es el sistema gestor de baterías de litio. Se encarga del control y la protección del sistema para que la vida útil de las baterías se resienta lo menos posible durante los ciclos de carga/descarga.
$Ne - 0n$	Representa la notación científica según el programa Matlab del que se extraen la mayoría de resultados.
q	Carga del electrón, $-1.602176565e - 19$ C.
κ	Constante de Boltzmann, $1.38064852e - 23$ J/K.

1 Introducción

En este primer capítulo se pretende introducir el tema de la hibridación y la relación con el estudio plasmado en este documento.

El origen de este trabajo parte de la necesidad de diseñar una planta de producción de potencia para un UAV. La tecnología de aeronaves UAV lleva décadas desarrollándose. En la última su producción y uso ha sufrido un gran incremento, expandiéndose el mercado para estos vehículos aéreos no tripulados. Además, esta expansión comercial ha venido acompañada de rápidos cambios en las normativas sobre tráfico aéreo para regular su uso y permitir el desarrollo de este sector económico que se encuentra en plena eclosión en España. En España ya se registró en el B.O.E [Núm. 163, 5/07/2014, Sec. I. Pág. 52553] una ley temporal que regulaba el uso de drones civiles. Dado que esta primera ley ha sido considerada demasiado restrictiva por las partes a las que afecta, la administración continúa con el desarrollo de una nueva que permita un uso más flexible, en la línea de otros países Europeos y de Estados Unidos.

En el caso del proyecto global que concierne a este trabajo, se hará especial hincapié en su uso como vehículo de vigilancia marítima y auxilio a posibles accidentes.

La mayor parte de los desarrollos realizados hasta la fecha se centran en el uso de baterías para UAVs de pequeño tamaño y motores de combustión interna o turbojets para vehículos de mayor tamaño. Aunque existen proyectos de investigación sobre algunos sistemas híbridos, están en fases muy tempranas. Sin embargo, las ventajas sobre reducción de sustancias contaminantes, aumentos de eficiencia de los sistemas de potencia, fiabilidad y seguridad de los sistemas eléctricos y reducción del ruido, llevan al sector de los UAVs hacia un cambio en sus plantas de potencia para determinados usos. Estos futuros usos exigirán grandes autonomías que se pueden alcanzar solo con estos sistemas híbridos, además de la posibilidad de redundancia de la planta de potencia que permiten estas configuraciones.

Pero el uso de distintas fuentes de energía dentro de un mismo sistema de producción de potencia no es una idea única del sector de los UAVs. En todo el sector del transporte aéreo, terrestre y marítimo, la tendencia es a seguir una diversificación similar a los sistemas de producción y distribución globales. Un ejemplo para entender esta tendencia es posible encontrarlo en [2]. A modo de resumen, en [2] se llega a la conclusión de que el problema del uso masivo de combustibles fósiles no es solo debido a sus facilidades y a las complicaciones del uso de energías renovables si no a la ausencia de un vector energético para aprovechar éstas últimas.

Desde un punto de vista social y económico, el uso de energías primarias (recursos naturales) como fuentes directas de energía no es posible. En cualquier caso, incluso el de los combustibles fósiles, es necesario realizar cierta transformación de estos recursos primarios. La energía procedente de estos recursos debe ser transportada hasta los sistemas consumidores (Ej.: motor de combustión interna) por lo que se necesita de un portador, lo que se conoce como vector energético. En el caso de un sistema de baterías, la batería se puede considerar un sistema consumidor durante su carga y a la energía eléctrica como el vector energético, producido por distintas fuentes primarias.

Las investigaciones de nuevos sistemas de producción se intentan alejar a ritmo lento, por las evidentes dificultades de este cambio, del uso de combustibles fósiles. La industria se intenta decantar por los sistemas enteramente eléctricos desde la producción hasta el consumidor, cualquiera que sea el consumo, incluidos los sistemas de transporte. Esa tendencia se debe, además de los problemas

medioambientales causados por los combustibles fósiles, a las altas pérdidas energéticas que introducen en el sistema por ir de la mano de las máquinas térmicas. Estas máquinas térmicas, que han sufrido enorme avances y mejoras siguen basándose en los mismos principios de transformación de energía térmica (procedente de la quema de combustibles fósiles) en energía mecánica y/o eléctrica. Por contra, las máquinas eléctricas que transforman energía mecánica en eléctrica (Ej.: turbinas de una central hidroeléctrica), aunque hacen frente a diversas pérdidas, alcanzan rendimientos más elevados.

Para tener una idea de estas pérdidas, aproximadamente el 80% de la producción eléctrica (asumiendo que el consumidor la reciba de esta forma) viene de la transformación de energía térmica. Debido a los ciclos termodinámicos y a las pérdidas durante la distribución, el rendimiento a nivel mundial es de un 30% por lo que se pierden 2W de cada 3W de potencia térmica para conseguir 1W de potencia eléctrica.

En este sentido, la intención de dar una forma de transportar la energía dada por fuentes de producción intermitentes (Solar, eólica), para consumidores continuos (vehículos), evitando la transformación de energía térmica, hace indispensable la aparición de vectores energéticos distintos. Las baterías se pueden ver más como un sistema intermedio que permite el transporte de un vector energético, la electricidad, pero es posible contemplar otro que actualmente se encuentra en estudio.

El hidrógeno, visto como combustible no para su combustión (que es posible y aprovechable) sino para su transformación química, permite una conexión entre los sistemas de transporte y los de producción energética distinta a los combustibles fósiles. La idea de su uso no es como fuente de energía, sino como portador de los excedentes en los momentos de producción pico de los sistemas productores que aprovechan las intermitentes energías renovables. En este sentido, el uso de baterías que almacenen esos picos obliga a fuertes inversiones y el escalado actual de estos sistemas de almacenamiento implica enormes retos. El hidrógeno se contempla como otra forma de almacenamiento de los picos de energía mediante su extracción de las fuentes naturales.

De forma ideal, la electrólisis del agua (H_2O) haría posible la producción de H_2 . Pero las dificultades que aún presenta esta opción hacen que se busquen otras formas de producción. Su extracción de combustibles fósiles o materia orgánica es posible y, en el caso de combustibles fósiles que tienen alto contenido de hidrógeno, es la manera más extendida en la actualidad.

A la dificultad de la opción ideal de la electrólisis como fuente de producción de hidrógeno, se le une la dificultad de los sistemas de almacenamiento del hidrógeno. Al ser un material tan ligero y poco denso, son necesarias altas presiones en los depósitos lo que evidencia la necesidad de materiales especiales que aguanten las solicitaciones, que sean abundantes, de fácil obtención y que eviten las problemáticas pérdidas de hidrógeno por fugas.

El sentido de los esfuerzos de desarrollo de la conocida como economía del hidrógeno tiene un pilar fundamental en las pilas de combustible. Estos dispositivos permiten obtener energía eléctrica mediante la combinación química del hidrógeno(o una sustancia donde éste sea abundante) con oxígeno (procedente de la atmósfera en su mayor parte) sin que en el proceso se vean implicadas transformaciones en energía térmica, a parte de las pérdidas por el calentamiento del sistema. El embarque de estos sistemas en vehículos hace necesario su escalado, característica positiva de las pilas de combustible.

La idea detrás de este estudio tiene en cuenta la tendencia y los avances del sector del transporte y quiere contemplar la posibilidad de trasladarlos a una aeronave de carácter autónomo. El hecho de su uso en el sector aeronáutico no es aislado, algunas compañías como Boeing ya tienen soluciones que implementan pilas de combustible de alta potencia como sustitutos de las APU (Auxiliary Power Unit), que hasta no hace mucho era territorio de generadores de gas. En este trabajo se contempla elevar la importancia de estos dispositivos a fuentes principales de energía a la altura de las baterías dentro de un sistema híbrido.

.

2 Hibridación. Estado del arte.

2.1 Sistemas híbridos.

El concepto primero de sistema híbrido de potencia se basa en el uso de varias fuentes de energía dentro de un mismo sistema de generación. Este concepto no especifica la forma de producción de energía de las fuentes, solo indica que éstas funcionan de forma coordinada y dentro de un sistema global de producción.

Dado un sistema como el que se pretende diseñar, una de las características esenciales a definir es el nivel de hibridación. El estado actual de la tecnología en lo que se refiere a plantas de potencia híbridas permite definir un punto óptimo de aporte de cada fuente al sistema. No se trata de que una sola de las fuentes acapare la responsabilidad del suministro, se trata de conseguir que la forma de trabajar coordinada aumente la eficiencia del vehículo. Este aumento de eficiencia se refiere a un aumento de la autonomía y a una reducción del gasto energético llevado a cabo en el movimiento.

En el transporte híbrido, una primera división a realizar es por el nivel de hibridación.

2.1.1 HEV-Hybrid electric vehicle (Vehículo híbrido eléctrico.)

Estos vehículos consisten en el uso conjunto de motores de combustión interna (ICE-Internal Combustion Engine) y baterías. Dentro de este tipo de vehículos, la gama de posibilidades es amplia, desde añadir pequeños acumuladores y/o recuperadores de energía perdida en el frenado hasta desacoplar la planta motriz del motor mediante un generador eléctrico intermedio, es decir, usar actuadores eléctricos. La estrategia seguida en el uso de las baterías depende de la aplicación y no siempre un mayor uso de éstas es la opción más recomendable contemplando el total de especificaciones que debe cumplir el sistema.

2.1.2 EV-Electric vehicle (Vehículo híbrido eléctrico.)

En este sentido, el desarrollo de baterías, un tema de prioridad en el sector del transporte, como puede verse en las investigaciones y productos de empresas como Tesla, hace posible el uso de vehículos alimentados mediante baterías enteramente. La tendencia hacia esta transformación de los sistemas de transporte es, en cierto sentido, natural. Se buscan sistemas más eficientes como los eléctricos, no limitados por las máquinas térmicas (límite de Carnot) y el desarrollo de baterías permite salvar el escollo de la producción energética mediante fuentes renovables. Evitar el cuello de botella que son las baterías en el transporte energético es la puerta a la transformación de los sistemas de transporte. De esta forma, los EV se basan en el uso de baterías cargadas de antemano desde la red eléctrica, no cargan combustible que tengan que consumir.

2.1.3 Fuentes de energía en sistemas híbridos.

En este trabajo se pretende diseñar un sistema híbrido de producción de energía eléctrica. Como fuentes principales para su implementación destacan:

- Baterías.
- Células de combustible.

- Células solares.

2.2 Baterías.

Esencialmente, las baterías son dispositivos de almacenamiento de energía. De esta forma, el sistema de baterías no se puede considerar que produzca la energía que suministra al circuito que se conecte, simplemente devuelve la energía que se almacenó, con anterioridad, perdiéndose una parte por existir un límite de eficiencia.

Las baterías se distinguen principalmente entre primarias y secundarias. Las baterías primarias son aquellas que no permiten una recarga, es decir, las reacciones químicas internas se dan en un solo sentido. Por contra, las baterías secundarias se basan en reacciones químicas reversibles. Este hecho no implica que la vida de estas últimas sea ilimitada, por efectos diferentes en cada tipo de batería secundaria, su vida útil se reduce a cierto número de ciclos. La mejora continua de esta tecnología a supuesto una mejora sustancial de los ciclos de carga/descarga que admiten y una reducción del mantenimiento que necesitan pero la degradación de los materiales no es posible de detener a largo plazo, según la tecnología actual.

Las baterías usadas en el transporte, aéreo o terrestre, deben soportar ciclos de carga y descarga muy rápidos. Para ello, el sistema de control instalado junto al conjunto de baterías (BMS-Battery Management System) debe proteger las baterías, maximizando su vida útil y aumentando la seguridad durante el funcionamiento.

No solo existe un tipo de batería, dependiendo de la química con la que funcione se distinguen distintos grupos. Esencialmente, las baterías usadas como fuentes de potencia en los sistemas de transporte son de tres químicas distintas.

2.2.1 Baterías de Ión-Litio.

Las baterías de litio destacan por su elevada densidad de energía (400 Wh/L), su alta energía específica (Energía específica actual=150 Wh/kg; Energía específica teórica=410 Wh/kg), su larga vida útil (>500 ciclos) y su baja tasa de descarga en reposo (<10%SOC/mes). Según el metal de transición (electrodo positivo) con el que se combine el litio existe una gran diversidad de baterías. El litio con carbono combinado forma el ánodo y el óxido formado por litio, metal de transición y oxígeno constituye el electrodo positivo. El electrolito entre ambos electrodos permite la circulación de los cationes de litio, éste suele ser líquido o de un determinado polímero.

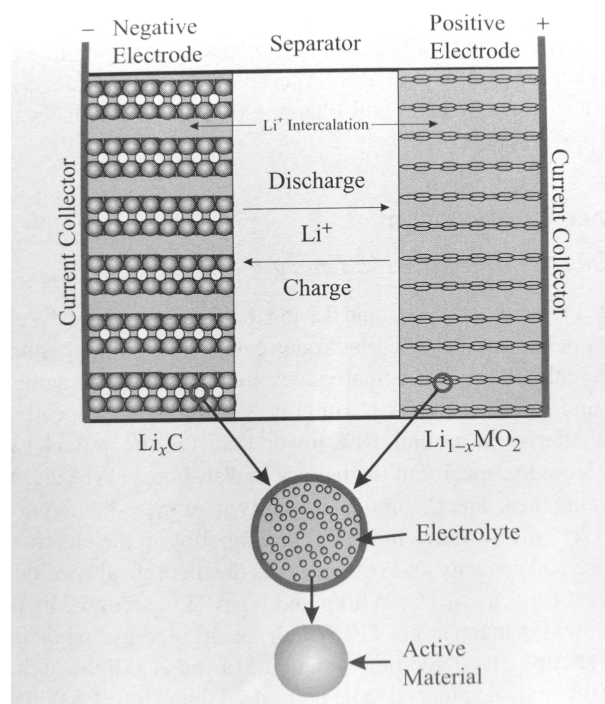


Figura 2.1 Estructura interna de una batería Ión-Litio.

Tabla 2.1 Tipos baterías de litio según el material usado para su fabricación. Extraído de: [18] y [37].

Material del cátodo	$LiCoO_2$ (LCO)	$LiMn_2O_4$ (LMO)	$LiFePO_4$ (LFP)	$LiNiMnCoO_2$
Voltaje nominal (V)	3.6	3.8	3.2	3.7
Límite de carga (V)	4.2	4.2	3.6	4.2
Ciclos de vida	500-1000	500-1000	1000-2000	1000-2000
Energía específica (Wh/kg)	150-190	100-135	130	140-220
Capacidad específica (Ah/kg)	-	-	145	-
Temperatura trabajo (C)	-20 a 50	<50	-20 a 70	-
Temperatura máxima (C)	150	250	270	210
Recargables	Sí	Sí	Sí	Sí
Seguridad	Inestable	Aceptable	Segura	Aceptable
Contaminación medioambiental (relativa a las otras)	Muy contaminante	-	La menos contaminante	-
Usos frecuentes	móviles (Baja potencia)	(alta potencia) vehículos eléctricos, herramientas	-	vehículos eléctricos (E-bikes), herramientas

Por contra su coste de fabricación es elevado y solo asumible si su uso se generaliza y se fabrican a gran escala. Además, un problema generalizado de las baterías de litio (a excepción de las $LiFePO_4$) es la seguridad, su sobrecalentamiento produce incendio y explosiones por la rápida reacción del litio con el oxígeno atmosférico. También son destacables los problemas con las variaciones de temperatura, en todos los casos, las bajas temperaturas reducen el rendimiento debido a los problemas del electrolito (permite mayor difusión de cationes de litio a mayor temperatura) y temperaturas elevadas acortan la vida útil del sistema.

Es necesario destacar que en el caso de las baterías de $LiFePO_4$ su uso se ha generalizado como sustituto de las baterías de arranque de los automóviles con motores de combustión interna. Además, las altas corrientes alcanzables las hacen ideales para asumir picos de alta intensidad de descarga.

2.2.2 Baterías Ni-MH.

Quizá, un aval importante para este tipo de baterías en sistemas híbridos sea su uso en el modelo de automóvil híbrido Toyota Prius. Su uso en este tipo de aplicaciones se debe a la rápida capacidad de recarga. Inconvenientes como la alta tasa de descarga en reposo que puede llegar a ser del 100 % de SOC en el orden de días las hacen poco interesantes para sistemas que estén mucho tiempo sin funcionamiento y necesiten encendidos rápidos.

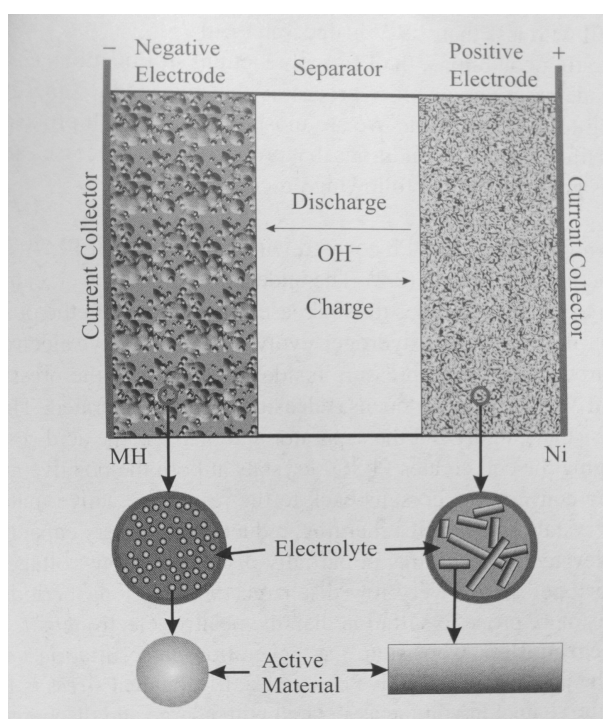


Figura 2.2 Estructura interna de una batería Ni-MH.

El cátodo de este tipo de baterías está compuesto por níquel y el ánodo de un hidruro metálico.

2.2.3 Baterías de Ácido-Pb.

Este tipo de baterías fueron las primeras recargables en el mercado y su implantación como baterías de arranque en motores de combustión interna hacen que ocupen casi la mitad del mercado de baterías secundarias. El efecto negativo del electrolito líquido característico de este tipo de baterías se ha eliminado usando materiales absorbentes en diseños más actuales, característica esencial para diseños en máquinas móviles.

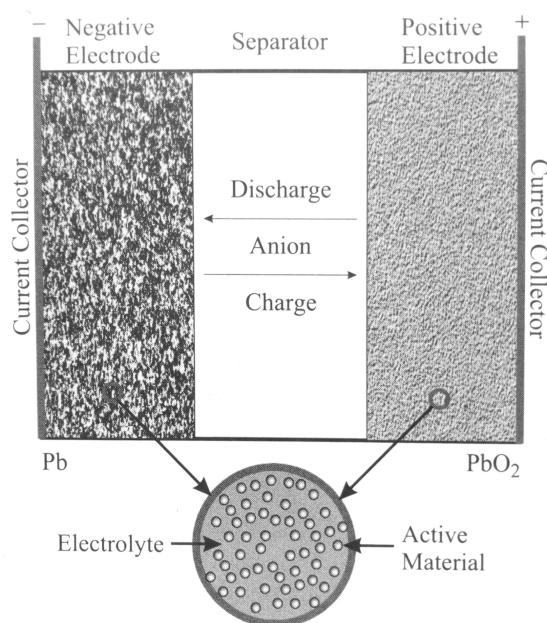


Figura 2.3 Estructura interna de una batería Pb-Ácido.

El plomo forma el ánodo y el óxido de plomo el cátodo, el electrolito lo forma ácido sulfúrico diluido en agua.

2.2.4 Análisis de opciones.

Tabla 2.2 Tipos de baterías. Características principales. Extraído de: [39].

Química	<i>Pb – ácido</i>	<i>Ni – MH</i>	<i>Li – ion</i>
VALORES TEÓRICOS.			
Voltaje (V)	1.93	1.35	4.1
Energía específica (Wh/kg)	166	240	410
VALORES EN LA PRÁCTICA.			
Energía específica (Wh/kg)	35	75	150
Densidad de energía (Wh/L)	70	240	400
Eficiencia coulométrica	0.8	0.65-0.7	>0.85
Eficiencia energética	0.65-0.7	0.55-0.65	0.8
Potencia específica (W/kg), 80% DOD	220	150	350
Densidad de potencia	450	>300	>800
Temperatura de funcionamiento (C) [Rangos variables según subtipos]	-40 a 60	-20 a 60	-20 a 45

Según las características que se pueden observar en la Figura 2.4, para vehículos enteramente propulsados por baterías que no puedan recargarse durante el funcionamiento, por circunstancias de la misión, la única opción viable son las baterías basadas en litio. Solo éstas cumplen con los requisitos de un vehículo propulsado solo por baterías, además de ofrecer las mejores características de potencia y energía específica, parámetros esenciales en el terreno de vehículos aéreos. Pero el alto precio puede ser también un impedimento si lo que se quiere es alimentar a un sistema híbrido. En este caso, la capacidad rápida de recarga y el buen comportamiento a ciclos de carga hacen de las baterías Ni-MH una opción que debe estudiarse según la situación.

Es de destacar dentro de la comparativa las características de las curvas de descarga de los tres tipos de baterías. En el caso de las Ni-MH su perfil de descarga es el que menos pendiente tiene fuera de la zona exponencial, esta característica reduce la dificultad de mantener el control sobre el

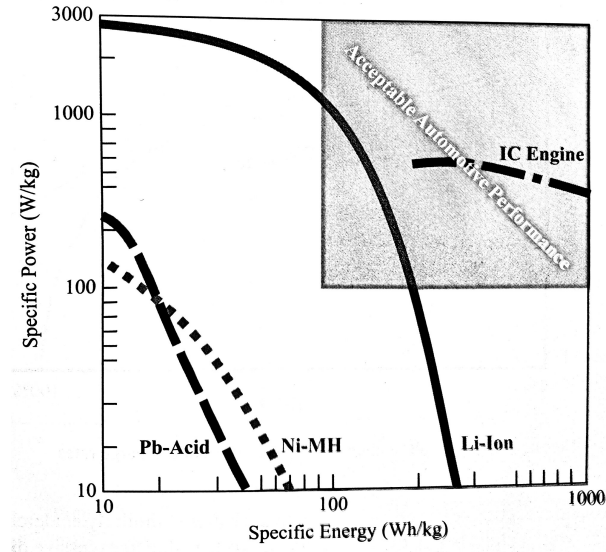


Figura 2.4 Comparación de valores de funcionamiento para tres tipos de baterías. Fuente: [39].

voltaje, labor realizada por el BMS. Además, las sobrecargas de este tipo de baterías no las dañan de forma irreversible. Las baterías de litio aguantan más ciclos y un rango de temperaturas de funcionamiento mayor respecto a las de Ni-MH.

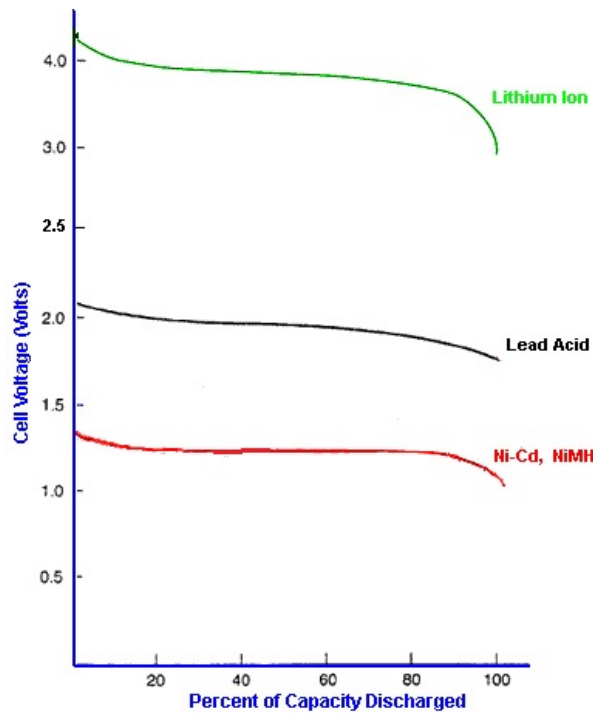


Figura 2.5 Diferentes perfiles de descarga de una batería según el material de fabricación. Extraído de: [30].

Si se tienen en cuenta las características anteriores y la situación de diseño inicial del proyecto, la mejor opción la ofrecen las baterías de litio. Sus mejores características respecto al peso las hacen una opción adecuada en un primer análisis del nivel de hibridación adecuado dentro del sistema. Permite evaluar incluso un suministro total de la aeronave con baterías. Además, el alto número de ciclos presumible de esta tecnología implican que su alto precio puede ser asumido si lo compensa con una larga vida útil.

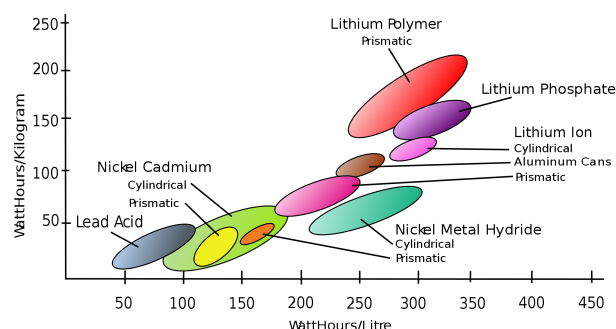


Figura 2.6 Energía específica frente a densidad de energía para los distintos tipos de baterías recargables en el mercado. Extraído de: [30].

Dentro de este tipo de baterías, la opción que parece más adecuada son las $LiFePO_4$. Su extenso rango de temperaturas de funcionamiento, la energía específica media que demuestran frente a otros materiales, el alto número de ciclos de carga/descarga y sus características de seguridad tanto medioambiental como de funcionamiento las colocan como una solución de compromiso realmente adecuada, al menos en una fase inicial del diseño. Además, según el estado actual de la tecnología, tienen la mayor densidad de energía. En un proyecto de aeronave, el volumen que ocupen las baterías es igual de importante que el peso final.

2.3 Células de combustible.

2.3.1 Inicios y desarrollo.

En primer lugar, es necesario hablar de la posible confusión con la denominación de estos sistemas en castellano. El término procede del inglés “stack” que hace referencia a la fabricación de estos dispositivos mediante *apilamiento* de celdas de combustible (“fuel cells”) individuales que se encargan de favorecer las reacciones. Es por esto que se suelen confundir estos sistemas de producción de energía con las pilas convencionales que son sistemas de almacenamiento de energía. El descubrimiento de los principios físicos y los primeros experimentos que probaron la validez de los diseños de estos sistemas fueron realizados de forma independiente por el suizo Christian Friedrich Schönbein y el galés Sir William R. Grove, en 1838 y 1843 respectivamente.

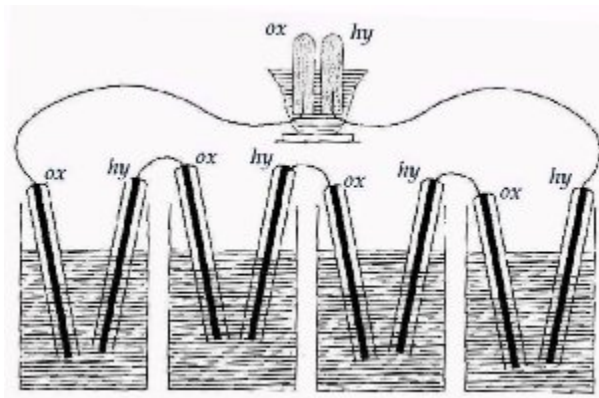


Figura 2.7 Esquema de la pila de combustible fabricada por William R. Grove.

William R. Grove publicó su investigación sobre dispositivos para obtención de energía eléctrica, “*On the Gas Voltaic Battery*”, donde describía la fabricación de una célula de combustible. Sumergiendo dos electrodos de platino en ácido sulfúrico, a los que alimentaba con oxígeno e hidrógeno, hacía posible la disociación del ácido en el cátodo (alimentado con oxígeno) donde los cationes de hidrógeno se unían al oxígeno para formar agua. Los electrones necesarios procedían del ánodo donde los aniones procedentes del ácido sulfúrico del cátodo reaccionaban con el hidrógeno para

volver a formar ácido. Lord Rayleigh mejoró el sistema aumentando su eficiencia en 1882 y en 1889, Ludwig Mond y Charles Langer resolvieron el problema de inyección de los productos gaseosos a los electrodos. Es necesario indicar, que el platino de los electrodos funciona como un catalizador sobre el que se produce la reacción de forma rápida y aprovechable en términos de producción energética. Ya en el siglo XX, el desarrollo de los sistemas de pila de combustible aceleró y en 1954, Francis Thomas Bacon construyó una pila de 5KW de potencia cuyos electrodos eran de níquel (ánodo) y óxido de níquel y litio (cátodo). El electrolito en este caso era hidróxido de potasio en una concentración del 85 %. La alimentación de los electrodos se realizaba con oxígeno e hidrógeno. Fue este diseño el utilizado en el programa espacial de la NASA como fuente de energía eléctrica y agua potable (residuo). Fue General Electric, paralelamente a Pratt Whitney Aircraft, la que desarrolló las primeras PEMFCs para las misiones Gemini de la NASA. El diseño de PW fue el usado en los programas Apollo, Skylab y en el Transbordador.

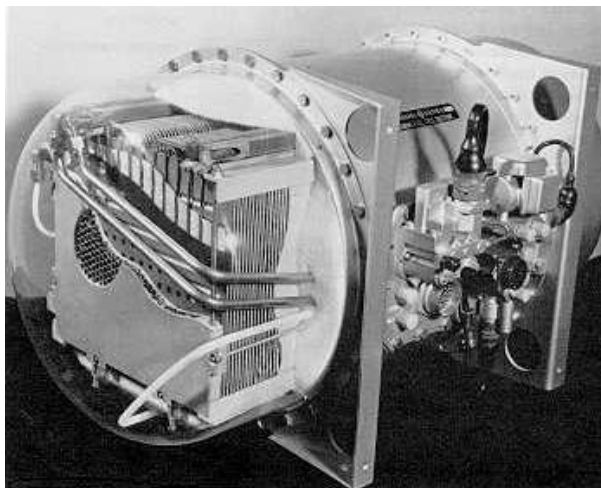


Figura 2.8 Célula de combustible del programa Gemini de la NASA. Extraído de: [32].

Debido a las dificultades técnicas respecto al resto de formas de obtención de energía eléctrica, su desarrollo ha sufrido largos periodos de abandono. Siempre ha reflatado la idea en momentos de escasez energética de combustibles fósiles, como en la década de 1970 y 1980. Se comienza entonces la implementación de estos sistemas en algunos servicios públicos y en la fabricación automovilística. Ya en la década de 1990 se comienzan a usar grandes células estacionarias para la industria y comercios, llegando el primer vehículo comercial en 1993 de la mano de la empresa canadiense Ballard, que usaría PEMFC. En el nuevo milenio, la venta de soluciones estacionarias se consolida en países como Estados Unidos, Canadá y Japón y empresas como Honda comercializan, desde 2008, vehículos que se basan en esta tecnología. Las últimas investigaciones han permitido comenzar a eliminar el platino como catalizador de la reacción con lo que se reducen de forma drástica los costes de fabricación, como es el caso del diseño FLOWCATH de la empresa británica ACAL Energy, para más información visitar [26].

2.3.2 Características generales.

Como primera explicación del concepto de pila de combustible, es una ayuda pensar en una batería convencional, una pila galvánica. En este dispositivo es sabido que ciertas sustancias químicas reaccionan y producen movimiento de electrones a través del circuito de cargas que se les conecta. Esos electrones son simplemente parte de la reacción química entre los dos electrodos de la pila. Teniendo claro esa idea, una pila de combustible hace reaccionar en su interior dos sustancias para que su transformación química produzca movimiento de electrones en el circuito al que se conecte, la diferencia más sustancial con la anterior pila es que los reactantes (sustancias iniciales) y los productos (sustancias finales) no se almacenan en el interior de la pila de combustible. La pila solo recibe un flujo de entrada de reactantes y expulsa un flujo de salida de productos tras producirse la reacción. Estos flujos son continuos y, en principio, a más cantidad de material introducido, la capacidad de suministro de corriente eléctrica aumenta.



Figura 2.9 Célula de combustible del programa Apollo de la NASA. Extraído de [22].

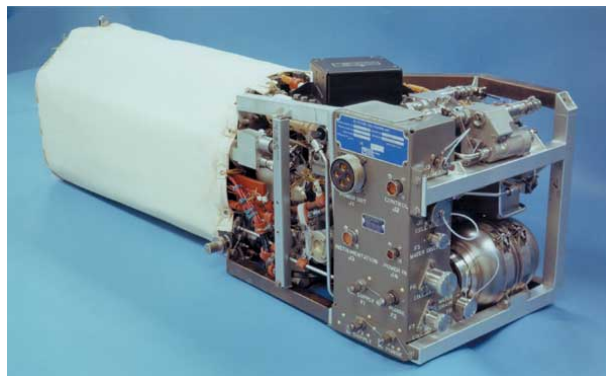


Figura 2.10 Célula de combustible del Space Shuttle de la NASA. Extraído de [22].

El objetivo principal de las pilas de combustible es la obtención de energía eléctrica a partir de las reacciones electroquímicas entre un combustible y un oxidante, evitando la combustión característica de otro tipo de unidades de potencia. Los rangos de potencia que actualmente presenta esta tecnología van desde W a MW.

En el sistema de pilas de combustible es necesario un combustible (hidrógeno o compuestos de hidrógeno) y un oxidante (oxígeno atmosférico o puro). El uso del combustible depende del tipo de pila usada, además para un tipo de pila determinada, es posible el uso de dispositivos especiales para la extracción de hidrógeno desde otros compuestos, permitiendo la inyección de hidrógeno puro en la pila. Este hecho es muy importante, ya que algunos tipos de pila solo admiten hidrógeno puro para producir la reacción y otros sufren una fuerte dependencia de su eficiencia respecto a las características del hidrógeno presente en el combustible. Aún así, la parte más prometedora de este tipo de fuentes de potencia es el uso de hidrógeno procedente de compuestos que no produzcan residuos tras la extracción. Es en este sentido donde se puede entender el máximo potencial de esta

tecnología. La idea consiste en usar los excedentes de las energías renovables para la producción de hidrógeno a partir de la disociación de agua. El hidrógeno pasaría a ser un vector energético que regularía la transferencia de energía entre las industrias productoras y los consumidores, tal como lo hacen ahora los combustibles fósiles. Se crearía lo que se conoce como la economía del hidrógeno. Además, dada la alta eficiencia energética de las pilas de combustible, la energía transportada no sufriría tantas pérdidas como se producen en la actualidad en las fuentes de potencia basadas en la combustión. Es necesario recordar que todas las máquinas térmicas están restringidas respecto a su eficiencia irremediamente por el límite de Carnot, las pilas de combustible salvan este obstáculo eliminando la combustión en su ciclo. La eficiencia de las pilas de combustible, anteriormente comentada, tiene otra característica, no depende demasiado del tamaño del sistema. Esto permite un fácil escalado de este tipo de sistemas. Además, tampoco se ve afectada la eficiencia por la carga del sistema, con lo que se dispone de un amplio rango de uso y se favorece su integración en sistemas híbridos de producción de energía. Para dar una idea de la eficiencia comentada, esta puede llegar a los rangos del 40-60% y, si se aprovecha el calor residual que producen las reacciones electroquímicas, del 85-90%. El mayor desafío de esta tecnología consiste en su abaratamiento que necesita de un mayor desarrollo y la miniaturización de los sistemas para su implementación en todo tipo de dispositivos.

2.3.3 Tipos de pilas de combustible.

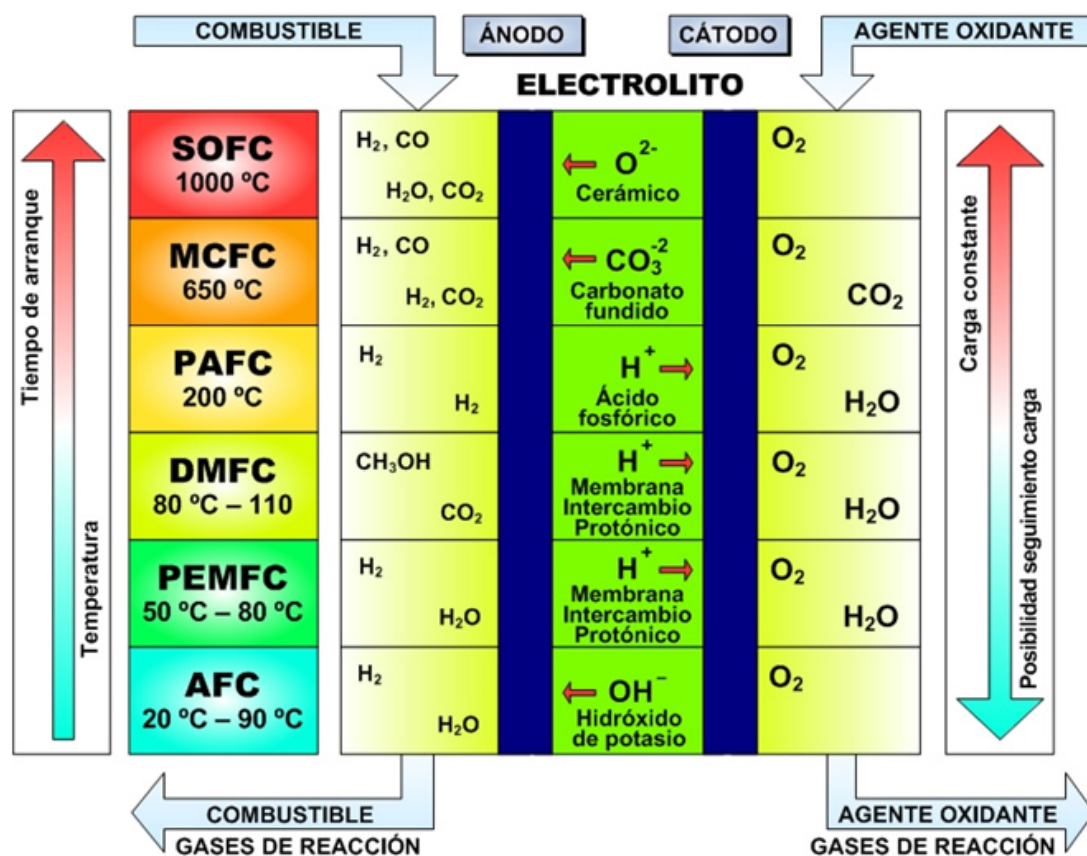


Figura 2.11 Pilas de combustible. Tipos y características principales de funcionamiento. Extraído de: [13].

Como puede observarse en el esquema de la Figura 2.11, el principio de funcionamiento es similar aunque el combustible usado, las reacciones internas, el electrolito los tiempos de arranque, la temperatura y el tipo de carga son funciones del tipo de pila que se requiera. Las situaciones que necesitan tiempos de arranque mayores y trabajan con cargas constantes de una forma mucho más eficiente son normalmente usadas en aplicaciones estacionarias con pilas de combustible fijas en

tierra. Las configuraciones de menor temperatura de uso son las utilizadas en aplicaciones para vehículos con lo que son más interesantes para el ámbito hacia el cual se quiere enfocar este trabajo.

2.3.4 Pilas de combustible en proyectos reales. Sector de la aviación.

La implantación de los motores de combustión, tanto interna como los turbojets, en el transporte terrestre, marítimo y aéreo para vehículos tripulados deja clara la dificultad de desarrollo de propulsión enteramente eléctrica. La tecnología de fuentes eléctricas no está ni mucho menos desarrollada como para competir con los motores a reacción de un A380. En estos grandes vehículos la tendencia se centra en demostrar la viabilidad de baterías, pilas de combustible y paneles solares como fuentes secundarias de potencia eléctrica para los sistemas internos. El caso de las aeronaves tripuladas de menor tamaño y las aeronaves no tripuladas es distinto. En este sector, en alza a nivel mundial, la propulsión eléctrica tiende a implantarse de forma progresiva como opción para aumentar la autonomía (tiempo de vuelo) de los vehículos. En las aeronaves de propulsión enteramente eléctrica hay tres configuraciones básicas en desarrollo.

- Alas de gran envergadura y superficie para la colocación del mayor número de células solares sobre la superficie superior de las alas que permitan alimentar las baterías recargables de alta eficiencia.
- Combinación de células solares que alimenten a sistemas de electrólisis almacenando energía en forma de H₂ y O₂. Posteriormente, esta energía es usada por células de combustible. Debido a la dificultad de la electrólisis, lo más extendido son sistemas que necesitan de recargas con tanques de hidrógeno.
- Aplicación de radiación mediante láser para recargar baterías usando células fotovoltaicas en la superficie inferior del ala. Esta opción solo está disponible para prototipos en las primeras fases de investigación.

Además es perfectamente normal encontrarse turbojets o motores de combustión interna para ciertas especificaciones. Algunos de estos motores están siendo rediseñados para que admitan la combustión del hidrógeno líquido como fuente de energía. El desarrollo de estos sistemas no está solo en etapas de investigación, hay un variado número de ejemplos comerciales disponible en la actualidad.

PROYECTO 1. BRTE (Boeing Research and Technology Europe)

Su diseño consiste en un planeador motorizado Super Dimona con capacidad para dos personas y modificado. Con él se demostró en 2008 la posibilidad de un vuelo recto nivelado con pilas de combustible como único aporte de potencia al sistema. El ascenso hasta la altura de crucero se realizó con baterías y pilas de combustible.



Figura 2.12 Super Dimona.

PROYECTO 2. DLR.

Lo particular de este proyecto es el despegue con solo pilas de combustible.

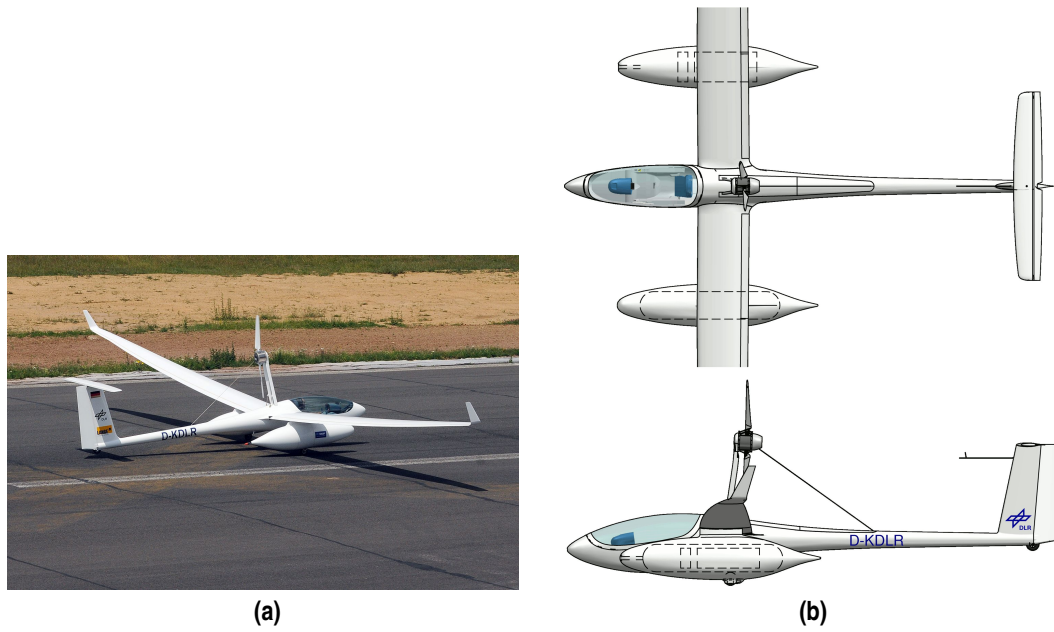


Figura 2.13 Antares DLR H2.

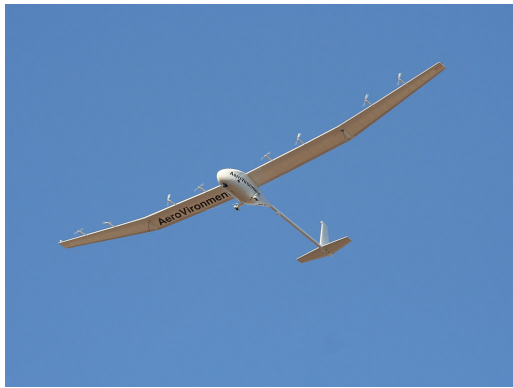
PROYECTO 3. The Boeing Company.



Figura 2.14 Phantom Eye.

PROYECTO 4 y 5. AeroVironment.

Global Observer es un UAV de vigilancia, lo que se conoce como UAS. Su vuelo mediante hidrógeno fue de 18 horas en total. Terminó estrellándose.



(a)



(b)

Figura 2.15 a.) Global Observer; b.) Puma.

PROYECTO 6. Israel Aerospace Industries.



Figura 2.16 Birdeye 650.

PROYECTO 7. Naval Research Laboratory.



Figura 2.17 Ion Tiger.

PROYECTO 8 y 9. Korea Aerospace Research Institute (KARI).

Esta institución tiene cierto número de proyectos relacionados con la propulsión eléctrica, uno de ellos es el proyecto EAV, con dos versiones en la actualidad.



Figura 2.18 EAV 2.

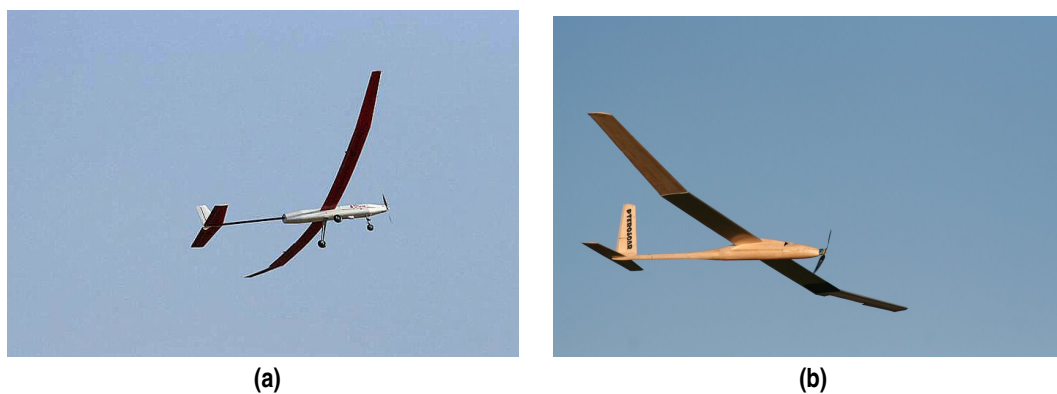
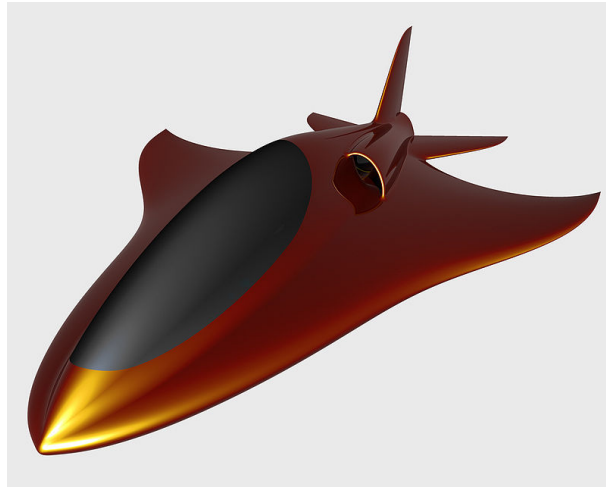
PROYECTO 10 y 11. Multidisciplinary Flight Dynamics and Control Laboratory (MFDCLab); Center for Environmental Analysis-Center for Research Excellence in Science and Technology (CEA-CREAST).

Figura 2.19 a.) CSULA FC-1; b.) CSULA/OSU Pterosoar.

PROYECTO 12. DLR

**Figura 2.20** Hyfish.

PROYECTO 13. United Technologies Research Center (UTRC)

**Figura 2.21** Pioneers Fuel Cell-Powered Rotorcraft Flight.

PROYECTO 15. Lockheed Martin.

**(a)****(b)****Figura 2.22** a.) Stalker; b.) Stalker XE.

PROYECTO 17. QinetiQ.



Figura 2.23 Zephyr.

PROYECTO 18. Silent Falcon UAS Technologies.

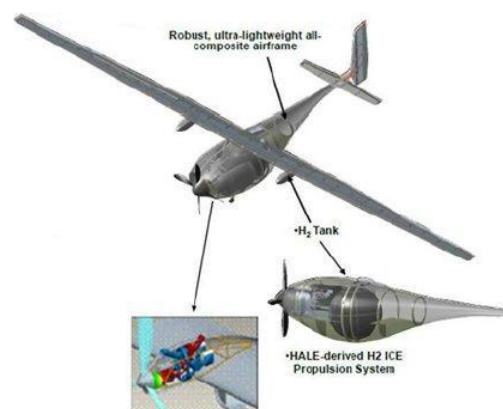


Figura 2.24 Silent Falcon.

PROYECTO 19 y 20. AeroVironment.



(a)



(b)

Figura 2.25 a.) Helios; b.) Orion.

PROYECTO 21, 22, 23. KARI.



(a)



(b)



(c)

Figura 2.26 a.) TR 40; b.) TR 60; c.) TR 100.

PROYECTO 24. NASA.



Figura 2.27 Greased Lighting (GL-10).

PROYECTO 25. BlueBird Aero Systems



Figura 2.28 WanderB.

PROYECTO 26. INTA.



Figura 2.29 SIVA.

PROYECTO 26. SAAB.



Figura 2.30 Skeldar V-200.

Tabla 2.3 Ejemplos de sistemas autónomos de propulsión eléctrica. .

Organización	Aeronave	b	MTOW	Carga pago (kg)	Altura cru- cero (m)	V. cru- cero (km/h)	Sistema po- tencia	Potencia (kW)
ETSI (Uni- versidad de Sevilla)	Tilt-Rotor	2.1355	22.2817	5	-	90	B+CS+CC	1.1229- 3.0882
BR&TE	HK 36 Super Dimona	16.3	850	-	1000	100	CC (PEMFC) + B (Li-ion)	40
DLR	ANTARES- DLR-H2 (Antares 20E modificado)	20	660	-	2558	170	CC(PEMFC)	10-33
The Boeing Company	Phantom Eye	46	4445	-	20000	278- 370	2 CI(2.3 L H2)	223
AeroVironment	Global Observer	80 (pro- yecto), 15 (de- mos- tra- dor)	1800	453	20000	200	CC(PEMFC)	1.49 (de- mos- tra- dor)
AeroVironment	Puma	2.6	5.66	-	30-150	25-50	CC(Protonex) + B	-
IAI	Birdeye 650	-	11	1.2	-	-	CC(PEMFC Horizon Energy Sys- tems) + B	-
NRL	Ion Tiger	-	16.78	2.27	-	-	CC(Protonex)	0.55
KARI	EAV-1	2.4	6.5	1.2	-	46.44	CC + B	0.6
KARI	EAV-2	6.9	18	1.5	-	43.44	CC + B + CS	0.425- 1.3
MFDLab ; CEA- CREAST	CSULA FC- 1	5.4564	-	-	-	56.327	CC(PEMFC Horizon FC Technolo- gies)	0.65(crucero)
MFDLab ; CEA- CREAST; Oklaho- ma State University	CSULA/OSU Pterosoar	-	5	-	-	-	-	-
DLR	Hyfish	-	-	-	-	-	CC(Horizon FC Technolo- gies)	1
UTRC	Pioneers FC-Powered Rotorcraft Flight	-	10	5	-	-	CC(PEM 500 W/kg)	1.75

Tabla 2.4 Ejemplos de sistemas autónomos de propulsión eléctrica. (Continuación).

Organización	Aeronave	b	MTOW	Carga pago (kg)	Altura cru- cero (m)	V. cru- cero (km/h)	Sistema po- tencia	Potencia (kW)
FASTec/ATP	FC E-plane	-	-	-	-	370.149	CC(PEMFC) + B	25 (fase 2) 75 (fase 3)
LM	Stalker	3	7.94	1.36	4600	80	B	-
LM	Stalker XE	3	10	0.9	4600	72	CC(SOFC- propane) + B	-
QinetiQ Airbus	+ Zephyr	22.5	53	2.5	21000	56-72	CS (SION) + B (350 Wh/kg por pack)	0.9
UAS Techno- logies	Silent Falcon	-	-	-	-	-	CS + B	-
AeroVironment	Helios	3.5	22	-	3657	27-43	CS (RFC) + B	10.25
AeroVironment	Orion	-	-	-	-	-	-	-
KARI	TR-100	-	995	90	-	500	Turboprop	-
KARI	TR-60	3	200	20	-	250	Turboprop	41
KARI	TR-40	-	-	-	-	-	Turboprop	-
NASA	GL-10 (de- mostrador E=1:2)	6.1	28.1	-	-	-	2 CI(diésel) + B	12
BB Aero Sys- tems	WenderB	3	13	-	4572	120	B + CC	-
INTA	SIVA	5.81	300	-	1000	190	CC (PEMFC)	26
SAAB	Skeldar V-200	NP	235	40	3500	140	CI	41
INTA	ALO	3.48	55	-	4270	115- 180	CI	12.8
INTA	ALBA	2.23	12 (va- cío)	3	-	180- 230	CI	6.7

a b c d e f

^a b: Envergadura.^b MTOW (Maximum Take-Off Weight): Peso máximo al despegue.^c B: baterías.^d CS: Células solares.^e CC: Células de combustible.^f CI: motor de combustión interna.

2.3.5 Pilas de combustible de membrana de intercambio protónico (PEMFC).

Si se opta por el uso de pilas de combustible y no la conversión de los sistemas de obtención de energía desde un cierto combustible, la opción más usada en aeronaves son las células PEMFC. Estas células, por tener su electrolito en fase sólida, no están limitadas de forma implícita para las maniobras propias de una aeronave que podrían reducir la potencia de otros sistemas al producirse cambios internos en los electrolitos líquidos. Además, las bajas temperaturas de funcionamiento

reducen el tiempo de arranque y son suficientes para que el calor residual sea aprovechable por otros sistemas internos de la aeronave. Es usual que los residuos de estas pilas (agua y aire) sean usados para abastecimiento de otros sistemas en la labores de refrigeración o calentamiento según los niveles de temperatura a los que funcione la pila. También pueden ser simplemente expulsados a la atmósfera sin mayores consecuencias.

El esquema expuesto en la Figura 2.31 da una idea de la configuración típica de una pila de combustible y de los sistemas anexos. Se debe comentar que la necesidad de estos sistemas secundarios los hace imprescindible para el funcionamiento de las células de combustible por lo que las continuas referencias a la “pila de combustible” se refieren al sistema completo montado.

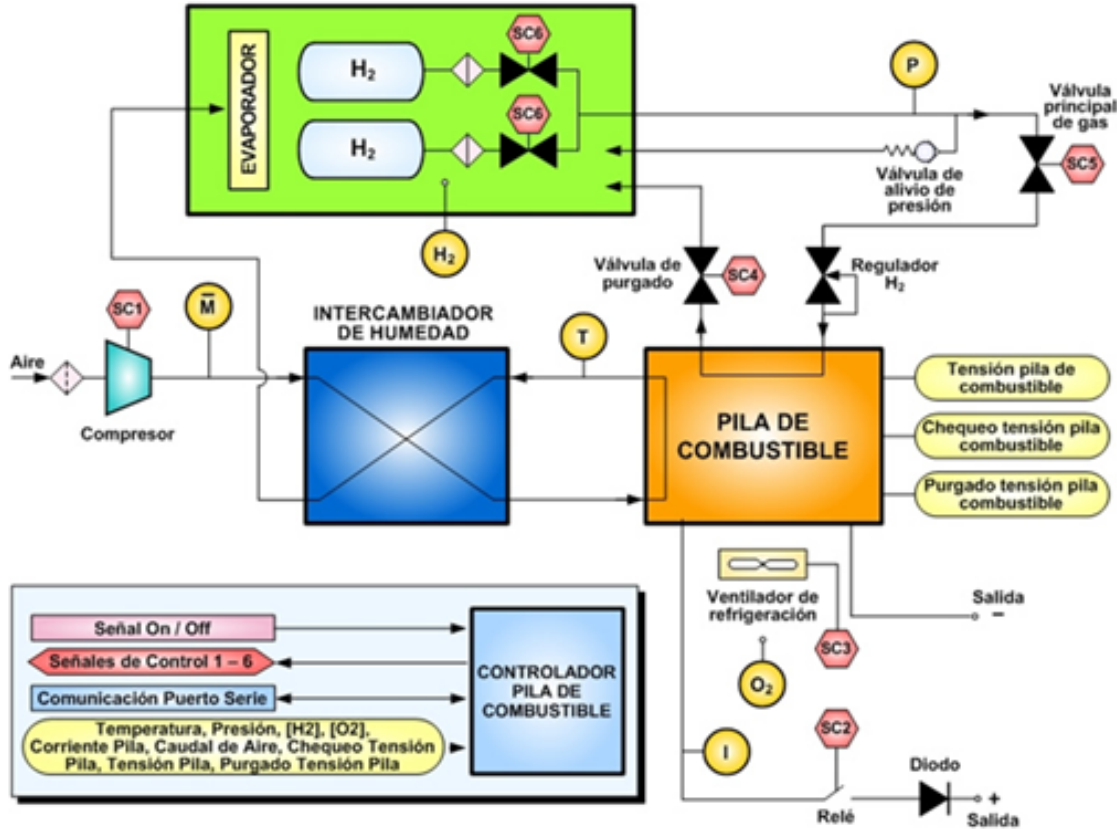
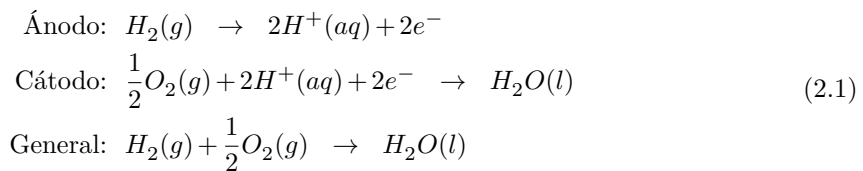


Figura 2.31 Esquema de módulo NEXA (Ballard Power Systems Inc.. Extraído de: [13].

En este tipo de pila se dan las reacciones de 2.1.



2.3.6 Almacenamiento de hidrógeno. Opciones y elección.

En un principio habría que definir la forma de almacenar el hidrógeno dentro de la aeronave, actualmente existen diversas formas de almacenamiento de este gas. Cada una adecuada para sectores específicos según la actividad, en el transporte las limitaciones son peso, superficie ocupada y volumen. Además los vehículos deben poder igualar las autonomías de los actuales para ser realmente viables, sin contar los requisitos impuestos por las pilas de combustible en cuanto a las presiones y flujos de descarga.

La dificultad de almacenamiento reside en la baja densidad y nivel de densidad de energía (J/m^3). Dado que su alta energía específica (J/kg) lo hace una opción interesante como combustible, se hace indispensable concebir formas nuevas de almacenar una gran masa de hidrógeno en un espacio reducido. El aumento de presión es una opción junto con enfriamientos de hasta 22 K si se quiere almacenar en estado líquido.

- En gas a presión.
- En forma líquida (almacenamiento criogénico).
- En hidruros metálicos
- En carbón, ya sea carbón activado, grafito, lechos de carbón molecular, nanofibras, fulerenos, etc.
- En forma de compuestos químicos (NH_3 , tolueno, etc.)
- En zeolitas

En la actualidad solo las 3 primeras opciones y el uso de compuestos ricos en hidrógeno son comercializadas, el resto siguen siendo investigadas.

En el caso de usar compuestos químicos líquidos ricos en hidrógeno, es necesario el uso de reformadores que extraigan el hidrógeno del compuesto. En [14], además de la posibilidad del combustible en forma de gas comprimido, se ofrecen alternativas de combustible líquido del que se extrae hidrógeno. Esta posibilidad tiene un inconveniente esencial, la necesidad de un reformador y del proceso que este conlleva, con la consiguiente pérdida de tiempo en los cambios de flujo de hidrógeno que se requieran. Además, parte del líquido rico en hidrógeno se queda en la aeronave por lo que es peso sin utilidad. La principal ventaja es la posibilidad de eliminar los problemas del almacenamiento gaseoso del hidrógeno.

Para el caso de los depósitos a presión, las presiones suelen ser cercanas a los 350 bar aunque se empiezan a certificar plataformas con presiones entorno a 700 bar, como puede extraerse de la web del Departamento de Energía de los Estados Unidos, [4] y en [31]. En cuanto al material usado existen mayoritariamente dos soluciones, acero y materiales compuestos. Estos últimos son los de más rápido desarrollo en los últimos años debido al alto desarrollo de esta tecnología y las evidentes ventajas de reducción de peso que suponen para los sistemas de almacenaje. Este sistema de almacenaje es, técnicamente, el más sencillo y suele ser usado para pequeñas cantidades de gas.

	TIPO DE MATERIAL	
	2L acero, 200 bar	147L composite, 300 bar
Masa del cilindro vacío	3 kg	100 kg
Masa de hidrógeno almacenado	0,036 kg	3,1 kg
Eficiencia almacenamiento (% masa H_2)	1,2 %	3,1 %
Energía específica	0,47 kWh/kg	1,2 kWh/kg
Volumen tanque (aprox.)	2,2 litros	220 litros
Masa de H_2 /litro	0,016 kg/l	0,014 kg/l

Figura 2.32 Almacenamiento de hidrógeno en forma de gas. Ejemplos de tecnología. Extraído de: [34] .

En el ejemplo de la tabla se puede ver la baja cantidad de hidrógeno almacenada incluso a elevadas presiones. Además el material del tanque debe poder contener al hidrógeno sin que este se difunda en su interior y afecte a sus cualidades mecánicas, opción no viable debido a la peligrosidad de una fuga por la explosión o por el comportamiento del mismo tanque durante la fuga (riesgo de eyecciones fuera de la aeronave o choque con elementos internos). La opción criogénica obliga a enfriar el gas hasta los 20 K usándose, aproximadamente, un 30% del contenido energético del hidrógeno molecular. La energía almacenada es, sin embargo, mucho mayor.

La opción de uso de almacenaje químico también ha sido muy investigada por sus buenas características respecto a la seguridad, la más prometedora es la de hidruros metálicos. Para ello se usan tierras raras o metales alcalinos, estos últimos liberan el hidrógeno en contacto con agua. Para que un compuesto metálico sea considerado como posible sistema de almacenamiento de hidrógeno se debe cumplir que:

- Los hidruros sean de fácil formación y descomposición.
- La carga y descarga de los depósitos debe ser lo suficientemente rápida para hacer frente a los requisitos de los sistemas consumidores.
- Deben darse las suficientes condiciones de seguridad respecto a la presión de equilibrio a la temperatura de descomposición de los hidruros.
- El número de ciclos carga/descarga debe ser el mayor posible.
- Se deben tolerar pequeñas impurezas en el hidrógeno.

Algunas empresas como Pragma Industries tienen diversos modelos para tanques de hidruros como es posible ver en [12].

Para elegir el tipo de almacenamiento que más conviene en el caso de una aeronave alimentada mediante una pila de combustible es necesario tener en cuenta la dinámica de esta. Según el fabricante Hydrogen Components, Inc., [11], no es posible, en general, vaciar un tanque de hidruros en minutos, como mínimo es necesario un tiempo del orden de horas llegando incluso a días en el caso de sus contenedores más grandes. Por tanto, la necesidad de consumo de los tanques en aproximadamente 200 s de las maniobras VTOL en las cuales se pretende usar la pila, no es cumplida por este tipo de tanques. La seguridad también es un factor importante durante las actividades relacionadas con el hidrógeno. El hidrógeno tiene la mayor conductividad térmica, la menor viscosidad y la menor densidad de todos los gases. Por tanto, el escape de este gas es mucho más rápido a través de oberturas en los depósitos. Este hecho, añadido a su alta volatilidad, inflamabilidad y sus características de gas incoloro e inodoro, hacen posible explosiones en contacto con el aire por fugas de difícil detección.

	Hidrógeno	Metano	Propano
Densidad, Kg/m ³ a NTP	0,084	0,65	2,01
Límites de ignición en aire, volumen % a NTP	De 4,4 a 77	De 4,4 a 16,5	De 1,7 a 10,9
Temperatura de ignición, °C	560	5470	487
Min. energía de ignición en aire, MJ	0,02	0,3	0,26
Max. ratio de combustión en aire, m/s	3,46	0,43	0,47
Límites de detonación en aire, volumen %	De 18 a 59	De 6,3 a 14	De 1,1 a 1,3
Ratio estequiométrico en aire	29,5	9,5	4,0

Figura 2.33 Almacenamiento de hidrógeno en forma de gas. Ejemplos de tecnología. Seguridad de uso. Extraído de: [34] .

Las características propias de hidrógeno hacen que tras un análisis en detalle, su peligro no sea mayor que el de otros compuestos gaseosos usados en la actualidad en casos prácticos.

Las características especiales que se requieren para licuar el hidrógeno y para su uso y circulación dentro de la aeronave (necesidad de aislamiento de tanques y tuberías) unido a la alta pérdida energética para llegar a producir hidrógeno líquido parece hacer más viable la opción de gas comprimido.

2.4 Células solares.

Las células solares son fuentes de energía fuertemente dependientes de la climatología. Dada la misión de vigilancia que, presumiblemente, tiene una aeronave autónoma como en la que se basa el proyecto, existe la posibilidad de que el uso de paneles solares solo sea útil durante ciertas misiones, las diurnas evidentemente. Otro parámetro del que dependen las actuaciones de este sistema es la superficie disponible sobre la que colocar los paneles solares, algo restrictivo en el proyecto en cuestión. Un estudio climatológico bastante completo puede consultarse en [23] aunque muchas de las posibles hipótesis usadas en [23] han sido simplificadas.

Según los materiales que se usen, el grosor de las láminas varía, las más finas y de reciente implantación son la fabricadas con compuestos de arsénico y galio. Como se puede extraer del Anexo C, esto permite a las placas de más reciente aparición la posibilidad de tener cierta curvatura de su superficie.

Una célula solar ideal puede modelarse como una fuente de intensidad en paralelo con un diodo rectificador, este modelado ideal puede completarse con el expuesto en la Figura 2.34 para componentes no ideales.

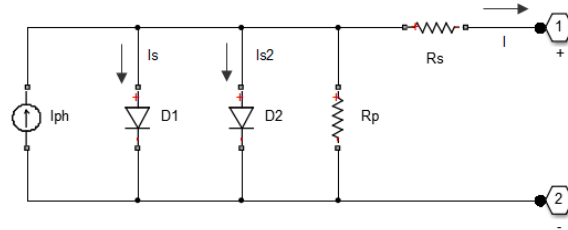


Figura 2.34 Modelado de una célula solar con componentes no ideales. Extraído de: [3].

La ecuación que modela la curva de la relación característica, ecuación 2.2, se basa en la ecuación de Shockley.

$$\begin{aligned}
 I &= I_{ph} - I_s \cdot \left(\exp \frac{V + I \cdot R_s}{N \cdot V_t} - 1 \right) - I_{s2} \cdot \left(\exp \frac{V + I \cdot R_s}{N_2 \cdot V_t} - 1 \right) - \frac{V + I \cdot R_s}{R_p}, \\
 I_{ph} &= I_{ph0} \cdot \frac{I_r}{I_{r0}} \\
 V_t &= \frac{\kappa \cdot T}{q}
 \end{aligned} \tag{2.2}$$

La variable I_{ph} es la corriente inducida por la radiación solar. La variable I_s es la corriente de saturación del diodo 1 e I_{s2} es la corriente de saturación del diodo 2. V_t se define como voltaje térmico y es función de la constante de Boltzmann, κ , la temperatura de simulación, T , y la carga del electrón, q . Los parámetros N son los factores de calidad o coeficientes de emisión de los diodos. Este es un factor no ideal introducido de forma empírica que se suele evaluar en el rango [1-2], en [23] se introduce el factor en el modelo simplificado de un diodo, quedando claro el origen empírico de éste para modelar los efectos de los componentes no ideales (resistencias internas). V es el voltaje en los bornes de la célula solar. La variable I_r es la irradiancia que llega a la célula, W/m^2 . El parámetro I_{ph0} es la corriente solar generada para una irradiancia I_{r0} que suele darla el fabricante. Normalmente, la irradiancia estándar que se usa en los datos técnicos es $1000W/m^2$. Este modelo sería uno bastante completo que, en la práctica, puede aproximarse razonablemente bien mediante un solo diodo como puede observarse en la Figura 2.35. Por tanto la curva característica del modelo se representa por la ecuación 2.3. En la práctica, los parámetros I_{ph} , I_s , R_s y R_p son funciones definidas de la temperatura extraídas de forma empírica.

$$\begin{aligned}
 I &= I_{ph} - I_s \cdot \left(\exp^{V/V_t} - 1 \right), \\
 V_t &= \frac{\kappa \cdot T}{q}
 \end{aligned} \tag{2.3}$$

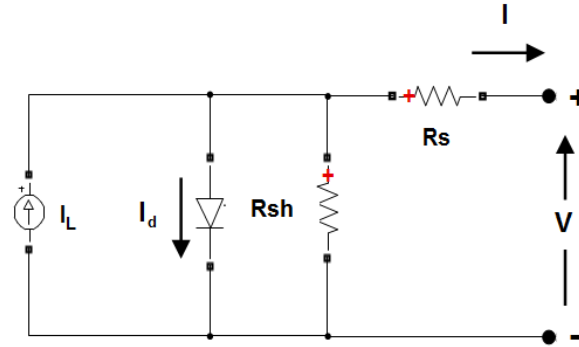


Figura 2.35 Modelado de una célula solar con componentes ideales. Extraído de: [3].

En los sistemas basados en células solares hay dos datos que deben conocerse para el diseño, son esenciales la radiación solar y la temperatura del ambiente. Existen grandes recopilaciones de estos datos para meses, días y horas concretas según una posición geográfica determinada pero es difícil obtener datos exactos más allá de estimaciones estadísticas. La aproximación más usual es mediante estimaciones basadas en históricos, algo que se puede obtener de bases de datos. Una disponible para el público y con datos de buena calidad, sobre todo para zonas europeas, es [24]. De esta base de datos se han extraído los utilizados en el modelado de las señales de irradiancia. La temperatura se puede obtener de la misma fuente e introducir con el mismo procedimiento. En este caso se ha preferido no introducir esta variación dado que la temperatura de funcionamiento de las otras fuentes se supone constante. Además, los datos estadísticos de temperatura dependen fuertemente de la altitud considerada en el diseño por lo que los perfiles de esta variable respecto del tiempo van a ser bastante diferentes a los reales experimentados por la aeronave. Otra variable a tener en cuenta es la inclinación de los paneles solares que afectará a la irradiancia que sobre ellos incidirá durante la misión. Dado que no se tienen más datos sobre la actitud de la aeronave, no es posible usar un perfil que refleje estos cambios, suponiendo que las maniobras se hacen de forma rápida, se pueden obviar.

3 Estudio teórico de la hibridación.

En este capítulo se va a realizar un estudio teórico del porcentaje de hibridación a usar en la implementación del sistema de potencia. De esta forma se pretende fijar un porcentaje óptimo de energía dada por las baterías, por las pilas de combustible y por los paneles para maximizar las actuaciones de la aeronave en una posible misión real. Aunque los paneles solares son parte del sistema de hibridación, el porcentaje de energía dada por ellos no se va a tener en cuenta aquí. Se considera que dan una potencia eléctrica aparte de las otras dos fuentes y que está fijada por la superficie disponible para la colocación de paneles solares. La estrategia en el caso de esta fuente es usar el máximo espacio disponible para la colocación de paneles solares, suponiendo que no afecten perjudicialmente a las actuaciones del vehículo.

3.1 Uso de valores específicos.

En un primer momento, una forma de aproximar valores de dimensionamiento de los dos sistemas relacionados que se quieren estudiar, baterías y pilas de combustible, es recomendable calcular valores específicos de la energía dada por ambos sistemas. En este caso, se asume que los sistemas son escalables, hipótesis plausible para ambos sistemas de potencia. Tanto en el mercado de baterías como en el de pilas de combustible, los sistemas ofertados suelen ser solo una muestra de la alta especialización y la variedad de configuraciones que pueden montar los fabricantes para cumplir las especificaciones.

Con los valores del capítulo 4 puede obtenerse un valor específico de potencias para los sistemas de baterías y pilas de combustible usando los ejemplos comerciales que se han propuesto. Para las baterías, los valores de las celdas para un uso nominal arrojan una energía específica de $108.55Wh/kg$, de los más altos entre los ejemplos a los que se ha tenido acceso. Este valor corresponde para una descarga normal, pero en el caso que se intenta estudiar, las baterías están sujetas a un régimen de descarga determinado.

Para hacer una comparación lo más precisa posible con las pilas de combustible se ha decidido usar un valor teórico de, $150Wh/kg$, normal en la tecnología actual.

El valor de potencia específica para la pila se puede obtener del Anexo B. Con esto, para el ejemplo de Aerostak se obtienen $444W/kg$. Valor que es algo mayor al del nivel de la tecnología hacia el año 2011, según los análisis del INTA en [15], para aeronaves de menos de 50 kg.

Tabla 3.1 Grados de hibridación teóricos.

Hibridación	E. bat. (Wh)	M. bat. (kg)	E. FC (Wh)	M. FC (kg)	M. H ₂ (kg)	TOTAL MA-SA (kg)
0	960.28	6.4018	0	0	0	6.4018
10	864.25	5.4616	96.0278	0.3893	0.08	5.9309
25	720.21	4.8014	240.0694	0.9733	0.2	5.9147
50	480.14	3.2001	480.1389	1.9465	0.4	5.5466
75	240.07	1.6000	720.2083	2.9198	0.6	5.1198
100	0	0	960.28	3.8930	0.8	4.693

a b c d

^a Batería, energía específica: 150 Wh/kg.

^b Pila de combustible, potencia específica: 444 W/kg.

^c Hidrógeno, energía específica: 1200 Wh/kg- 300 bar

^d Hidrógeno, densidad de sistemas: 0.014 kg/l-300bar

Por tanto, la conclusión más clara que puede obtenerse es que a más energía suministrada por la pila, menor es el peso del sistema de potencia. Una situación ideal nos llevaría a eliminar totalmente las baterías y usar solo pilas de combustible pero hay más variables que no se están teniendo en cuenta.

Primero, la misión tiene un perfil de consumos específicos. En el caso de las baterías, debido a que el sistema de control es esencial para su funcionamiento, también entran en el cálculo de potencia específica que pueden dar. Según el valor que aparece en el Anexo A.1 la potencia específica de las baterías usadas es de $2.6kW/kg$, según los valores nominales de la Tabla 4.1 y la Tabla 4.6, para los tramos de crucero la potencia específica es de $479.07W/kg$, para el tramo de despegue/aterrizaje el valor es $1592.65W/kg$. La disminución era de esperar por los sistemas incluidos y las diversas consideraciones hechas durante el dimensionamiento de las baterías, además hay que tener en cuenta que ese valor usado de $150Wh/kg$ no es aplicable para el perfil de consumo de la misión en proyecto.

Segundo, las baterías tienen un aporte de potencia eléctrica casi inmediato, mientras que las pilas necesitan un tiempo que ronda los 30 segundos para estar a pleno rendimiento.

Tercero, interesa que las baterías absorban los picos de potencia que pueden darse de forma instantánea para evitar pérdidas de eficiencia de consumo en las pilas de combustible.

Cuarto, el volumen ocupado por el hidrógeno es algo a tener en cuenta, este factor es de tal importancia que puede exigir un rediseño de la aeronave planteada mediante baterías por lo que es conveniente analizarlo.

Tabla 3.2 Densidad de energía de los diferentes sistemas.

% Hib.	E. bat. (Wh)	V. bat (l)	E. FC (Wh)	M. FC (kg)	M. H ₂ (kg)	V. H ₂ (l)	TOTAL V. (l)	% V. bat.
0	960.28	1.0047	0	0	0	0	1.0047	41
10	864.25	0.9042	96.0278	0.5793	0.08	5.7143	7.1978	293.78
25	720.21	0.7535	240.0694	1.4483	0.2	14.2857	16.4875	672.96
50	480.14	0.5024	480.1389	2.8966	0.4	28.5714	31.9704	1304.91
75	240.07	0.2512	720.2083	4.3449	0.6	42.8571	47.4532	1936.86
100	0	0	960.28	5.7933	0.8	57.1429	62.9362	2568.8244

a b c d

^a Batería, densidad de energía: 955.7819 Wh/l.

^b Pila de combustible, densidad de potencia: 165.75 Wh/l.

^c Hidrógeno, energía específica: 1200 Wh/kg- 300 bar

^d Hidrógeno, densidad de sistemas: 0.014 kg/l-300bar

Dado que la misión tiene 2 tramos de crucero de 900 segundos, puede calcularse la potencia necesaria para, por ejemplo, recargar las baterías con una configuración del 25% de hibridación, lo

que necesitaría unos 1500W de potencia eléctrica en la pila.

$$\begin{aligned}
 P &= \frac{720.21Wh \cdot 3600s}{2 \cdot 900s} = 1440.42 \\
 MasaFC &= 3.24kg \\
 MasaH_2 &= 0.2kg \\
 VolumenFC &= 8.6903l \\
 VolumenH_2 &= 16.4875l
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

A la luz de estos datos puede entenderse que el uso de pilas de combustible esté aún muy limitado. El cuello de botella para estas tecnologías sigue siendo el almacenamiento de hidrógeno, como ya se indica en la subsección 2.3.6.

3.2 Datos de consumo de la pila de combustible.

Siguiendo con el desarrollo anterior, los resultados que se obtienen no pueden trasladarse directamente al modelo de Simulink para la pila. Las masas que se han obtenido en relación al sistema de almacenaje de hidrógeno incluyen a los propios tanques. Los datos que se necesitan para implementar el modelo y comprobar los porcentajes de consumo son los dados por un desarrollo puramente teórico que puede verse en profundidad en [33].

De forma resumida, la pila de combustible transforma energía química en energía eléctrica de forma que la energía química obtenida de la pila puede calcularse mediante el *incremento de energía libre de Gibbs*, Δg_f , que es la diferencia entre la energía libre de Gibbs de los productos y la energía libre de Gibbs de los reactivos de la reacción de 3.2.



Si se razona que la energía libre de Gibbs de un sistema es la energía disponible en ese sistema para realizar trabajo externo, el cálculo de este parámetro en la pila permite saber qué energía puede ser transformada en energía eléctrica dentro de una pila de forma ideal.

$$\Delta g_f = (\Delta g_f)_{H_2O} - (g_f)_{H_2} - (g_f)_{O_2} \tag{3.3}$$

Según desarrollos termodinámicos explicados detenidamente en [29], la expresión de la energía libre de Gibbs para la pila es la expuesta en 3.4.

$$\Delta g_f = \Delta g_f^0 - RT_{fc} \ln \left[\frac{p_{H_2} p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}} \right] \tag{3.4}$$

La magnitud Δg_f^0 es el cambio de energía libre de Gibbs a la presión estándar (1bar) que es función de la temperatura de la pila de combustible en Kelvin, T_{fc} ; para 25 °C el valor es $\Delta g_f^0 = -237.2kJ/mol$. Las presiones parciales del vapor se expresan en bar, la constante universal de los gases, R , se define como 8.31451J/(kgK).

Dado que, según la información del Anexo B, la presión parcial del hidrógeno gaseoso es 0.7bar y que, según información extraída de [33], la diferencia de presiones entre el ánodo (H_2) y el cátodo (O_2 atmosférico) no suele ser mayor de 0.5 bar, se asume que la presión del oxígeno es 1.013bar. En el caso del vapor de agua hay que puntualizar algo. A la temperatura de 25 °C el agua de los productos es líquida por lo que la presión de vapor es la de saturación del agua a 25 °C, 0.031699bar. Por tanto, los resultados a los que se llega permiten conocer la masa de hidrógeno usado, conociendo la masa molar del hidrógeno molecular, $M_{H_2} = 2.016e-03kg/mol$.

$$m_{H_2} = \frac{E(Wh) \cdot 3600}{\Delta g_f(J/mol)} \cdot M_{H_2} \tag{3.5}$$

En este punto es conveniente distinguir entre el volumen de hidrógeno que se introduce a la pila a 0.7bar, $V_{H_2, lpm}$ y el volumen de hidrógeno que se almacena en los depósitos a 300bar, $V_{H_2, d}$. Los

volúmenes descritos pueden calcularse, asumiendo comportamiento de gas ideal en el hidrógeno, según el desarrollo de 3.6.

$$\begin{aligned} V_{H_2} &= \frac{m_{H_2} R_{H_2} T_{fc}}{p_{H_2}} \\ R_{H_2} &= 4124.3 J/kgK \\ T_{fc} &= (25 + 273)K \end{aligned} \quad (3.6)$$

Los resultados para los distintos grados de hibridación se han reunido en Tabla 3.3.

Tabla 3.3 Consumo de hidrógeno teórico en la pila de combustible.

Hibridación	E. FC	M. $H_2(g)$	$V_{H_2,d}(m^3)$	$V_{H_2,d}(litros)$	$V_{H_2,lpm}(litros)$
0	0	0	0	0	0
10	96.0278	2.8462	0.0001166	0.1166	49.9720
25	240.0694	7.1154	0.0002915	0.2915	124.9298
50	480.1389	14.2308	0.0005830	0.5830	249.8597
75	720.2083	21.3461	0.0008745	0.8745	374.7896
100	960.28	28.4616	0.0011660	1.1660	499.7206

.

4 Modelado del Sistema. Implementación y Ajuste.

4.1 Modelo implementado en Simulink. Estructura de bloques.

4.1.1 Entorno de programación visual Simulink.

En este capítulo se pretende analizar la estructura interna del modelo de circuito usado para simular el sistema de potencia híbrido junto a las cargas a las que, en principio, se vería expuesto el sistema real. Para realizar el modelado completo del sistema se ha creído conveniente el uso del entorno de programación visual Simulink parte del entorno de programación Matlab. La conveniencia de este método radica en el intento de abstracción de los fenómenos físicos presentes en una red eléctrica de un vehículo para poder marcar ciertos límites durante su diseño. Hay que tener en cuenta que los datos iniciales de los que se parte en este proyecto vienen impuestos por otras ramas de la ingeniería y no se tienen datos de partida para un análisis directo del circuito eléctrico necesario, ni tan siquiera se tiene un diseño de dicho circuito.

Para modelar el sistema físico en estudio se usan bloques del paquete Simscape/SymPowerSystem. Con el uso de este paquete se intenta poner de manifiesto que interesa preservar el sentido físico de las señales que es posible medir en un sistema no tanto el funcionamiento interno básico de un circuito eléctrico.

4.1.2 Bloques del sistema.

El esquema más básico del ordenamiento del modelo es el representado en la Figura 4.1. Por una parte se han distribuido los diferentes sistemas de potencia separadamente de las cargas que alimentan durante el funcionamiento.

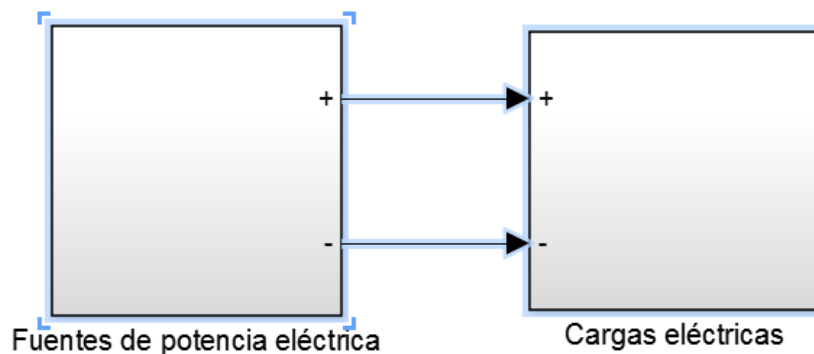


Figura 4.1 Orden y distribución básica del modelo.

En la parte de fuentes de potencia, los tres sistemas que se han decidido usar son baterías, pilas de combustible y células solares. Por tanto, el sistema generador es enteramente eléctrico (EV-Electric vehicle) sin existir combustiones de ningún tipo. El bloque de cargas reúne a los sistemas eléctricos como servos de actuadores, sistemas de aviónica y ordenadores de ayuda necesarios para el desempeño de la misión. Además, en el bloque de cargas se incluyen los modelos de motor, así como el convertidor dc-dc que necesita para su funcionamiento.

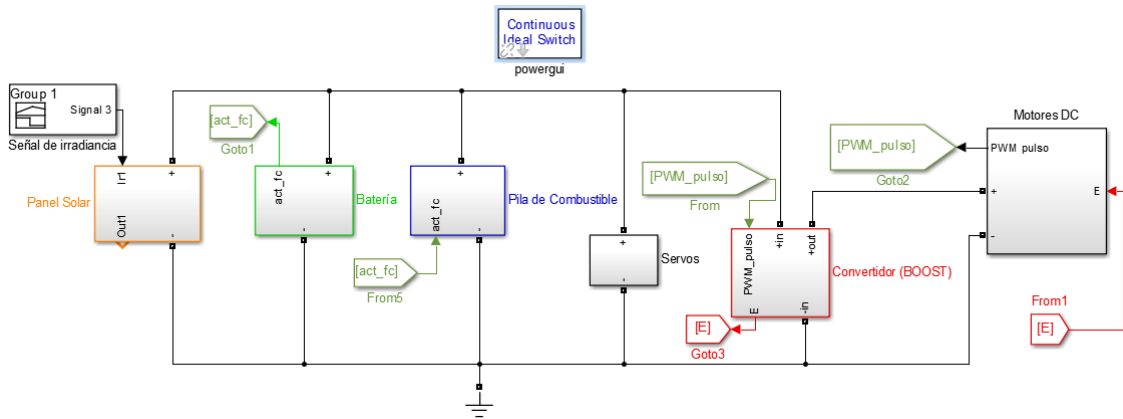


Figura 4.2 Ordenamiento del modelo. Nivel de sistema.

4.1.3 Paneles solares.

El bloque Simulink que implementa los paneles solares solo recibe la entrada de magnitudes del ambiente en que realiza la misión la aeronave. En este caso se necesita conocer el nivel de irradiancia y la temperatura. Aunque ambas señales varían a lo largo del transcurso de la misión, solo se ha tenido en cuenta la variación de la irradiancia por ser la que más importancia tiene en el funcionamiento de los paneles solares. Aún así esta simplificación puede no hacerse e introducir un perfil de temperatura en función del momento de la misión. Como puede verse en la Figura 4.3, la temperatura usada es de 25 °C, coherente con los cálculos de almacenamiento de hidrógeno de los capítulos 3 y 5.

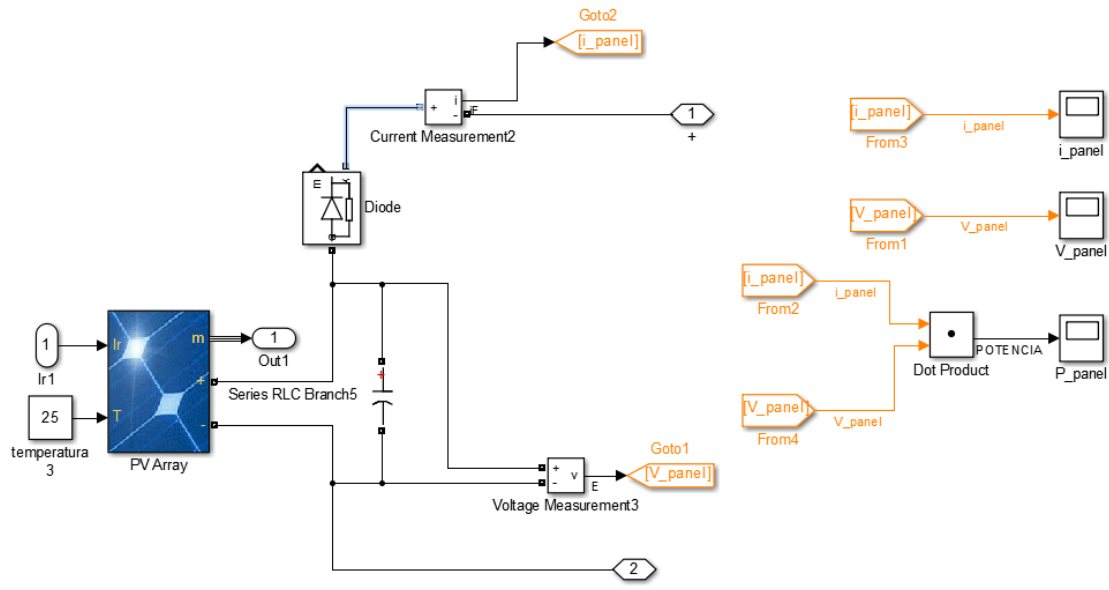


Figura 4.3 Disposición del bloque de paneles solares. Nivel de subsistema.

El bloque esencial es PV array, implementa el comportamiento de un conjunto de paneles solares

conectados en serie y en paralelo. Se introducen las señales de temperatura e irradiancia. La salida permite obtener las medidas para conocer el comportamiento de este bloque. El modelo eléctrico de cada módulo, definido como un conjunto de células solares (modelos de un diodo) dispuestas en serie, se presenta en la Figura 4.4.

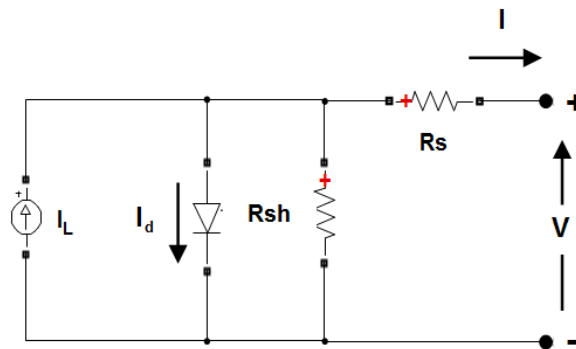


Figura 4.4 Esquema del modelo eléctrico de cada módulo.

Para entender mejor la configuración de este bloque se ha decidido incluir una vista de su configuración en la Figura 4.5.

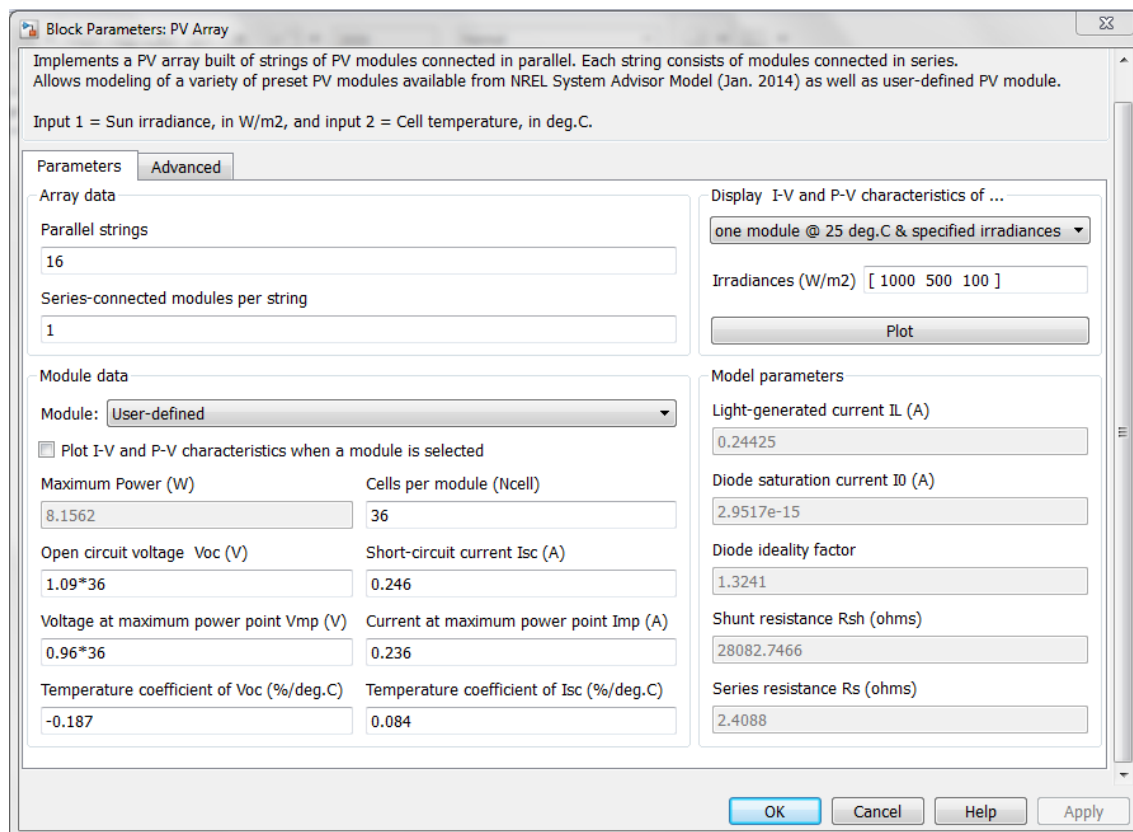


Figura 4.5 Parámetros de configuración del conjunto de paneles.

Estos parámetros se han extraído de las especificaciones del fabricante y de los cálculos de la sección 4.1.3. Extrayendo las gráficas P-V y I-V características se pueden observar las coincidencias con las presentes en el Anexo C.

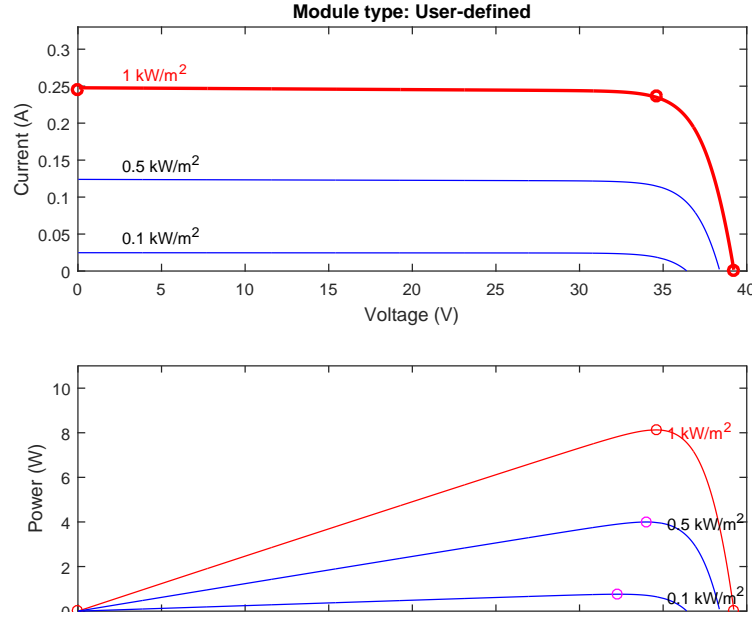


Figura 4.6 Curvas características para el módulo de paneles solares.

Cálculo de paneles y potencia teórica.

Para configurar el sistema de paneles solares se ha hecho uso de células solares de la empresa *Altadevices*. La peculiaridad de sus paneles, que ha llevado a usarlos en el modelo, es la posibilidad de que tengan curvatura. Este hecho es muy importante en el caso de este proyecto, todas las superficies sobre las que se pretenden colocar estos paneles pertenecen a cuerpos fuselados, ya sea el fuselaje, las alas o la cola. Estas superficies no pueden ser cubiertas por pequeños paneles que cambien la superficie, dejarían de ofrecer las ventajas aerodinámicas que llevaron a su diseño, en el caso de las alas esta labor es imprescindible si se quiere conseguir despegar. La anterior característica unida a la alta eficiencia y potencia que parecen poder desarrollar, según el fabricante, son ventajas evidentes para un posible desarrollo real del sistema.

Los datos técnicos de los paneles se exponen en el Anexo C. Para la configuración, es necesario conocer la cantidad de superficie disponible para la colocación de los paneles solares. Por simple lógica solo se tienen en cuenta las superficies de la mitad superior que tendrían irradiancia en un funcionamiento normal de la aeronave. El diseño CAD usado como fuente de estos datos permite obtener las superficies por tramos.

$$\begin{aligned} S_{ala} &= 0.519m^2 \\ S_{fuselaje} &= 0.446m^2 \end{aligned} \quad (4.1)$$

Se debe tener en cuenta que la superficie de ala usada no puede ser completa. Esta parte de la aeronave, sobre todo los bordes de ataque y salida de los perfiles aerodinámicos de los que se compone, es demasiado sensible para las actuaciones de la aeronave. Se ha decidido usar solo el 50% de la superficie alar, la otra mitad del ala se deja totalmente libre para la correspondiente colocación de los posibles dispositivos hipersustentadores y superficies de control necesarios para la correcta actuación de la aeronave. Además, se debe remarcar el carácter de superficies inclinadas de la cola, lo que reducirá la producción de potencia eléctrica en los paneles colocados ahí. También se usa solo el 65% de las superficies de la cola por ser superficies sustentadoras. Se puede apreciar mejor la configuración en los planos incluidos en el Anexo D.

Por tanto, el valor de las superficies usado es

$$S^* = 0.519 \cdot 0.5 + 0.245 + 0.201 \cdot 0.65 = 0.635m^2. \quad (4.2)$$

Teniendo en cuenta las especificaciones de los paneles solares individuales presentes en el Anexo C, puede calcularse el número de paneles que es posible colocar.

$$\begin{aligned} Num.paneles &= \frac{S^*}{S_c} = 577.409 \approx 577 \\ S_c &= 0.022 \cdot 0.05 = 1.1e-03 m^2 \end{aligned} \quad (4.3)$$

Por lo que, si las celdas individuales trabajan a 1V, se pueden agrupar 36 celdas en serie para formar un módulo, y 16 de estos módulos en paralelo con lo que se usarían 576 celdas con una potencia estimada de 126.72W. Se hace evidente ahora la ventaja adicional de usar este tipo de paneles, es posible aprovechar al máximo la superficie dadas las medidas de cada panel (22mmx17mm).

Perfiles de irradiancia.

De los datos históricos de [24] pueden extraerse perfiles tipo de cada mes para la zona de Sevilla. Usando esta herramienta web se han descargado datos para los meses de Diciembre, Enero, Julio y Agosto. Los perfiles de irradiancia resultantes se han reunido en la Figura 4.7.

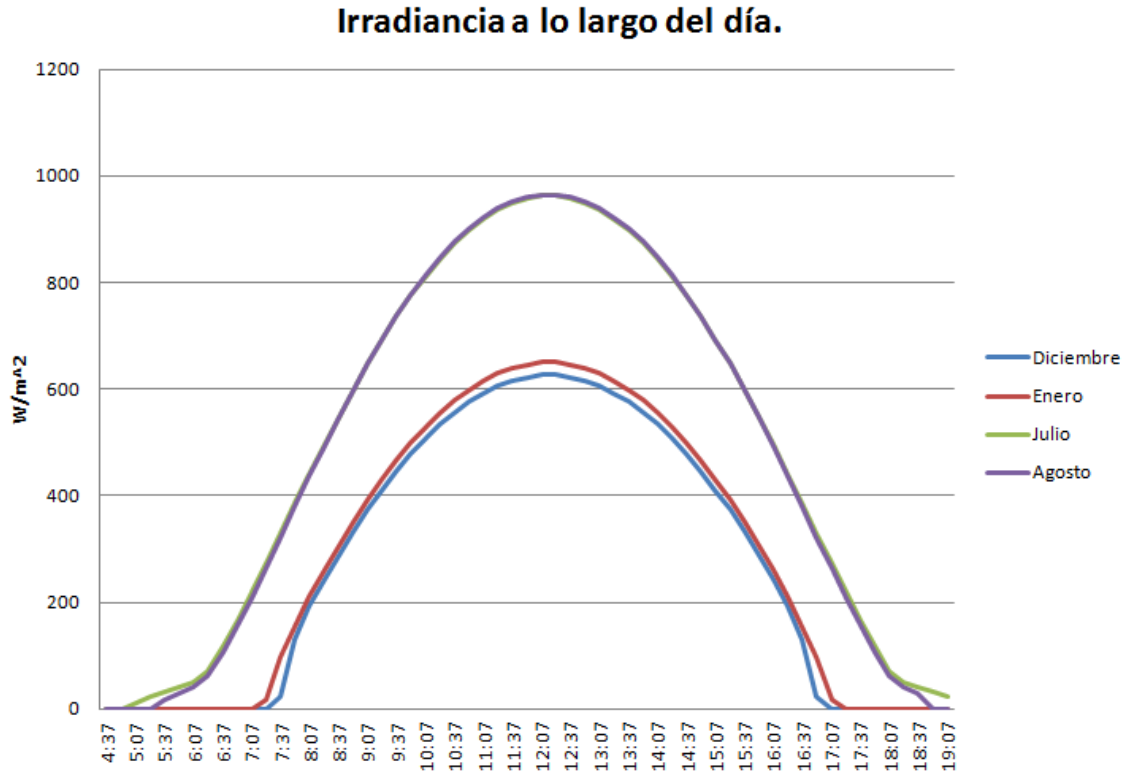


Figura 4.7 Perfiles de irradiancia para días tipo de los meses con más radiación (Julio, Agosto) y con menos radiación (Diciembre y Enero).

4.1.4 Batería.

El bloque de **batería** que aparece en la Figura 4.2 contiene los bloques de la Figura 4.8. Se distingue, principalmente, el bloque de batería de corriente continua configurable que trae el entorno Simulink en MATLAB R2015a. Con este bloque es posible distinguir entre los principales tipos de baterías que se usan en la actualidad. Como es de esperar, se ha elegido una batería de litio cuyas principales características vienen indicadas en la ??.

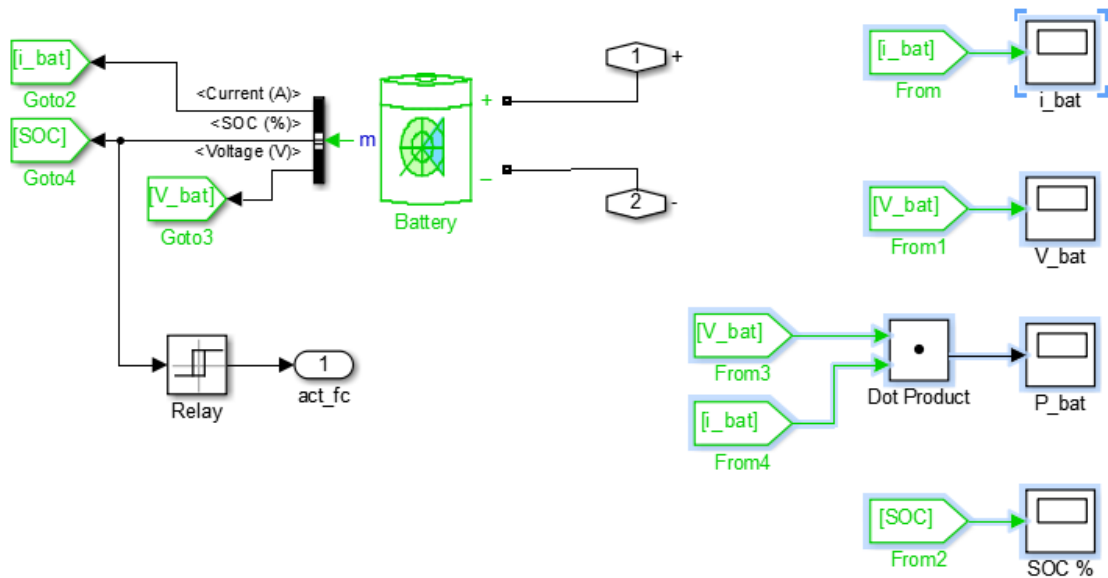


Figura 4.8 Sistema de baterías. Nivel de subsistema.

De este bloque principal salen 4 señales, una señal de voltaje (magnitud física) y 3 señales de medición (voltaje en los bornes, corriente que atraviesa la batería y nivel de carga). La señal de voltaje es la que se conecta al circuito con las otras fuentes de potencia eléctrica en paralelo, mientras que las señales de medición se dirigen a los bloques *scope* de visualización. Además, la señal de estado de carga (SOC) se dirige a un bloque de histéresis, útil para el tipo de control principal que quiere probarse.

Estudio teórico de la capacidad requerida. Baterías en el mercado.

Para comenzar a dimensionar el sistema de baterías es necesario obtener unos primeros valores de consumos de los sistemas embarcados. El resto de estudios relacionados con el proyecto de tilt-rotor son excelentes fuentes de información y una oportunidad de llevar a cabo el proceso de ingeniería concurrente que se pretende.

Tabla 4.1 Datos de consumo de la aeronave.

Tramo	Tiempo(s)	Potencia teórica (W)	Energía teórica (Wh)	Potencia túnel (W)	Energía Túnel (Wh)
Despegue	50	3730	51.81	3515	48.82
Crucero ida	900	1122	280.50	3906	976.5
Aterrizaje	50	3730	51.81	3515	48.82
Despegue	50	3730	51.81	3515	48.82
Crucero vuelta	900	1122	280.50	3906	976.5
Aterrizaje	50	3730	51.81	3515	48.82
Misión	2000	-	768.22	-	2148.28
+ factor de seguridad	-	-	960.28	-	2685.35

El dato de energía teórica total de la misión es el utilizado para el dimensionamiento del sistema. Este valor lleva incorporado un margen del 25% por posibles errores de estimación de energía en estas fases iniciales del diseño y para soportar los probables cambios. Por elección, se ha decidido que el voltaje de funcionamiento de las fuentes de potencia eléctrica sea de 36V. Estos 36V no son casuales y vienen determinados por el margen de funcionamiento de la pila de combustible.

Con los datos de energía y voltaje es posible obtener el orden de capacidad de las baterías necesarias.

$$C = \frac{960.28Wh}{36V} = 26.6744Ah \quad (4.4)$$

De los datos de la Tabla 4.1 y los razonamientos expuestos llegamos a los siguientes valores o especificaciones de la batería. Para hacer un cálculo lo más aproximado posible de la capacidad y comprobar el razonamiento anterior se calcula una nueva capacidad, C , según la definición de 4.5. Pero hay que tener en cuenta que la descarga de una batería de litio no es recomendable que sobrepase cierto valor de DOD. Según los datos de [28], el nivel de DOD que se recomienda alcanzar en este tipo de baterías para vehículos eléctricos está en el rango $DOD = [67.5\%, 87.5\%]$. En previsión de que el sistema de protección y control de las baterías (BMS) no deje sobrepasar cierto nivel de descarga, se estima un límite conservador del 67.5% de DOD.

$$C = \sum_{i=1}^n X_i \cdot t_i \quad (4.5)$$

$$C^* = \frac{C}{0.675}$$

Tabla 4.2 Especificaciones teóricas del sistema de baterías para una alimentación de la aeronave por baterías exclusivamente.

Especificaciones	Valores
Voltaje (V)	36
Intensidad cruceros (A)	31.16
Intensidad de pico (A)	103.6
Tiempo total cruceros (s)	1800
Tiempo total maniobras VTOL (s)	200
Capacidad disponible (Ah)	21.335
Capacidad real (Ah)	31.608

En el mercado existen diversas posibilidades para hacer frente a las especificaciones de este proyecto. Se ha decidido incluir las especificaciones técnicas de 4 opciones comercializadas en la actualidad de tres empresas distintas.

En primer lugar, para entender de que orden de peso de las baterías se estaría hablando, se exponen los datos de dos tipos de baterías comercializadas por la empresa Ding Tai Battery Co., Ltd. En la Tabla 4.3 se exponen los datos de que se dispone. En segundo lugar, la batería de la empresa A123 Systems (ANR26650M1-B) presenta un buen ejemplo de la capacidad de absorción de intensidades de pico que actualmente pueden soportar las baterías de litio. La cuarta opción que se ha tenido en cuenta en este estudio es la dada por Headway Headquarters LLC que sirve como comparación del estado del arte en el mercado de las pilas de LiFePO4.

Tabla 4.3 Datos de baterías. Extraído de: [9].

Nombre	DTB26650	DTB9550150	ANR26650M1-B	HW-38120HP
material	LiFePO4	LiFePO4	LiFePO4	LiFePO4
Forma	cilíndrica	prismática	cilíndrica	cilíndrica
Voltaje nominal (V)	3.2	3.2	3.3	3.2
Capacidad nominal (Ah)	2.5	5	2.5	8
Diámetro (mm)	26 ±2	-	26	38 ±1
Altura (mm)	65 ±0.5	-	65	132 ±1
Dimensiones (mm)	-	9.5 · 50 · 150	-	-
Corriente máxima de descarga	40 C	10C	20C-48C(10 s)	20C-25C(5 s)
Tensión de corte en carga (V)	3.65	3.65	-	3.65 ±0.05
Tensión de corte en descarga (V)	2	2.3	-	2
Peso (g)	82	150	76	330
Corriente continua máxima de carga	-	1C	-	-
Carga estándar	-	0.02-0.2C, <3.65V	2.5A, 3.6V	2A
Carga rápida	-	-	10A, 3.6V, 80% SOC	-
Descarga estándar	-	0.2C, >2.3V	-	-
Descarga sin conexión (%/mes)	-	-	-	5
Ciclos de vida (20A des., 100% DOD)	-	-	>1000c	-
Resistencia interna (mΩ)	-	≤ 5	6	4
Tiempos de carga (h) [Estándar, rápida]	-	[5, 2.5]	[1, 0.2]	-
Temperatura de carga (Celsius)	-	0 - 45	-30-55	-
Temperatura de descarga (Celsius)	-	-20 - 60	-30-55	-
Temperatura de almacenamiento (Celsius) [<3 meses]	-	-10-45	-40-60	-
Humedad de almacenamiento [<1año]	-	60±25%RH	-	-

El cálculo de los valores de la instalación asumiendo las especificaciones del proyecto aparecen en la Tabla 4.4.

Tabla 4.4 Datos de baterías. Extraído de: [9], [8], [10].

Nombre	DTB26650	DTB9550150	ANR26650M1-B	HW-38120HP
Celdas en serie (módulo)	12	12	11	12
Módulos en paralelo	1	2	2	1
Capacidad (Ah)	30	120	5	88
Resistencia interna (mΩ)	-	≤ 30	33	44
Masa (kg)	0.984	3.6	1.672	3.63
Volumen ocupado (m ³)	4.14e-04	1.71e-03	7.59e-04	1.79e-03
% Volumen ocupado	16.9	69.7	30.9	73.3
Voltaje máximo (V)	38.4	38.4	36.3	38.4
Intensidad máxima (A)	100	100	100	160
Intensidad pico (A)	-	-	240	200

De los resultados hallados para las distintas baterías es de destacar los bajos valores de masa y volumen ocupados por los sistemas formados por las celdas DTB26650 y ANR26650M1. Esto

se debe a que su baja capacidad de 2.5Ah permite que se adecuen mejor a las especificaciones. La principal ventaja del uso de las celdas ANR26650M1 para el modelo radica en que se conocen más datos necesarios para su implementación en la batería configurable de Simulink. Los datos necesarios de las celdas ANR26650M1 se encuentran en el Anexo A.1.

Ahora bien, las baterías elegidas tienen forma cilíndrica y, por tanto, la compactación de los módulos no puede ajustarse exactamente al volumen de los cilindros individualmente. Puede obtenerse una medida mejor de ese volumen usando la resolución del problema conocido como empaquetado en el plano para círculos de igual radio. La solución, en un espacio euclideo de dos dimensiones, dada por Carl Friedrich Gauss (empaquetamiento hexagonal) estima una densidad superficial η_h que permite corregir el valor de la superficie ocupada por los círculos de radio 26mm. Con esta superficie y multiplicando por la altura de los cilindros se obtiene el nuevo volumen. El resultado final revela que el porcentaje de espacio disponible que ocupan las baterías es del 34.17%.

$$\begin{aligned}
 \eta_h &= \frac{\pi}{\sqrt{12}} = 0.9069 \\
 S_{bat} &= \pi \left(\frac{26}{1000 \cdot 2} \right)^2 \cdot 11 \cdot 2 = 0.01168 m^2 \\
 S_{bat}^* &= \frac{S_{bat}}{\eta_h} = 0.01288 m^2 \\
 V_{bat} &= S_{bat}^* \cdot \frac{65}{1000} = 8.3716914e-04 m^3
 \end{aligned} \tag{4.6}$$

El intento de afinar en este cálculo se debe a su relación con el espacio disponible para el resto de fuentes dentro de los ajustados límites de la aeronave en proyecto.

Siguiendo con ese intento de ajuste del volumen y el peso que las baterías ocupan, se debe hacer referencia ahora al sistema de control de las baterías. La dinámica de carga/descarga de un vehículo eléctrico es muy exigente para las baterías. El paquete de baterías requiere un control que, por ejemplo, limite los niveles de SOC y DOD de la batería para evitar una degradación prematura del sistema. El sistema encargado de esta tarea es el BMS (Battery Management System), cuya complejidad sobrepasa el nivel de este estudio y que puede comprobarse en [39]. Según información obtenida de Renobat, empresa dedicada al montaje de paquetes de baterías, la programación de hardware y software del BMS es una tarea delicada que debe hacerse al mismo tiempo que el montaje y según las especificaciones de uso final de dicho montaje. En el Anexo A.2 se tiene un ejemplo de un sistema típico de esta empresa con lo que se puede obtener unos valores aproximados de peso y volumen ocupados por este controlador. Observando las especificaciones de A.2, se puede llegar a la conclusión que se necesitan las unidades especificadas en la Tabla 4.5.

Tabla 4.5 Datos de BMS. Extraído de: A.2.

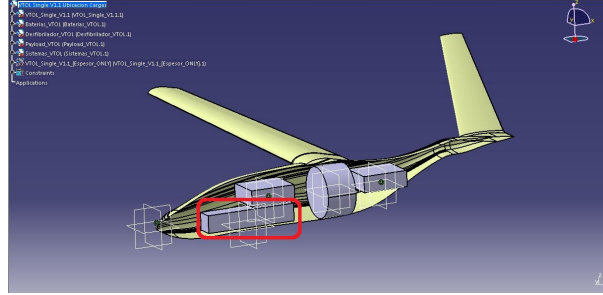
Unidad	RMCU	RMU	TOTAL
Masa (g)	86	146 (+ disipadores)	-
Dimensiones (mm)	160x100x20	160x100x20	-
Cantidad (uds)	1	4	5
TOTAL masa (kg)	0.086	0.584	0.67
TOTAL volumen (m ³)	3.2e-04	1.28e-03	1.6e-03

Por tanto, como resultado final del estudio de las baterías se obtiene un peso y volumen totales del sistema con sus respectivos controladores. Este resultado se recoge en la Tabla 4.6. Como puede comprobarse, con esta primera estimación el volumen ocupado por el sistema de baterías se ajusta prácticamente al 99.5% al dato de partida, siendo el sistema BMS el que más ocupa. La masa se ve considerablemente reducida y es un 45.21% del valor de partida, 5.1798kg.

Tabla 4.6 Dimensionamiento del sistema de baterías.

Masa (kg)	2.342
Volumen (m ³)	2.437169e-03

Finalmente, es conveniente hacer referencia a la posición aproximada de este sistema dentro de la aeronave, como se puede apreciar en la Figura 4.9.

**Figura 4.9** Posición aproximada del sistema de baterías..

Tras comparar las baterías en un régimen nominal y elegir la que mejor se ajusta a las especificaciones de la misión, queda algo por puntualizar. Como bien puede verse en el Anexo A.1, para los valores de crucero (31.36A, 36V), cada módulo de 11 baterías en serie da 561W al sistema, lo que significa que cada batería funciona a 51W, algo que cuadra con las gráficas de A.1 y el valor de tensión nominal de las celdas para los cálculos, 3.3V. El problema aparece para los tramos de 50s de los despegues/aterrizajes, en estos casos cada batería trabaja a 169.545W por lo que el voltaje que la empresa suministradora estipula como nominal es 2.6V aproximadamente. Por tanto, los valores corregidos para la batería elegida serían los que aparecen en la Tabla 4.7.

Tabla 4.7 Datos de baterías. Extraído de:[8].

Nombre	ANR26650M1-B
Celdas en serie (módulo)	14
Módulos en paralelo	2
Capacidad (Ah)	70
Resistencia interna (mΩ)	42
Masa (kg)	2.128
Volumen ocupado (m ³)	9.66e-04
% Volumen ocupado	39.44
Voltaje máximo (V)	46.2
Intensidad máxima (A)	100
Intensidad pico (A)	240
S_{bat}	0.01486
S_{bat}^*	0.01639
V_{bat}	1.065488e-03
Masa (bat. + BMS)	2.784
Volumen (bat. + BMS)	2.665488e-03

En este sentido, viendo la problemática de los despegues y aterrizajes, tendría sentido estudiar la posibilidad del uso de las pilas de combustible en estos tramos de 50s para evitar tener que sobredimensionar el sistema de baterías para hacer frente solo al 10% de la misión.

4.1.5 Pila de combustible.

El bloque **pilas de combustible** de la Figura 4.2 engloba a un conjunto de dos pilas de combustible que, en principio pueden tener una dinámica independiente, un esquema del subsistema aparece en la Figura 4.10. La razón por la que se divide en dos el sistema viene determinada por los ensayos y razonamientos hechos durante la realización del proyecto. Hay opciones en el mercado para llegar a pilas de mayor potencia como para contemplar la posibilidad de una sola pila, pero para mantener la característica escalabilidad de este proyecto se ha querido realizar la explicación del diseño usando una configuración en duplicado.

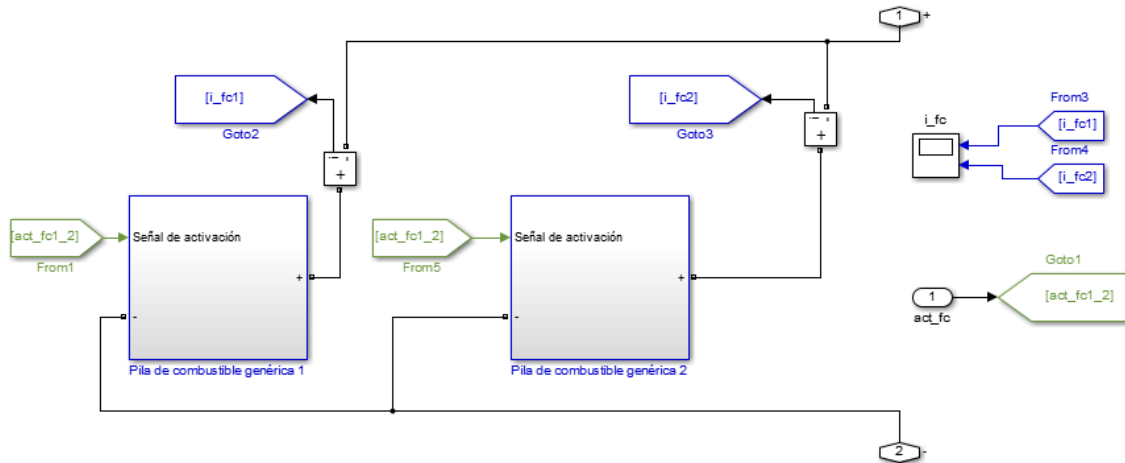


Figura 4.10 Sistema de pilas de combustible. Nivel de subsistema.

Para cada pila de combustible se introduce una señal y se mide la intensidad a través de ella. La señal introducida es la de control que enciende o apaga la pila. Ambos bloques son independientes, reemplazables y duplicables, solo hacen referencia a la realidad física de que existan dos sistemas. Este bloque es, posiblemente, el más complejo en la configuración de Simulink. Para que quede más claro, se ha decidido dividir el sistema en varias partes según la función que desempeñan los bloques de Simulink. Por una parte está la configuración de la pila de combustible y los bloques que se encargan de modelar su funcionamiento interno, Figura 4.11. En este caso las entradas al sistema son una señal del flujo de combustible, y la señal de activación de la pila.

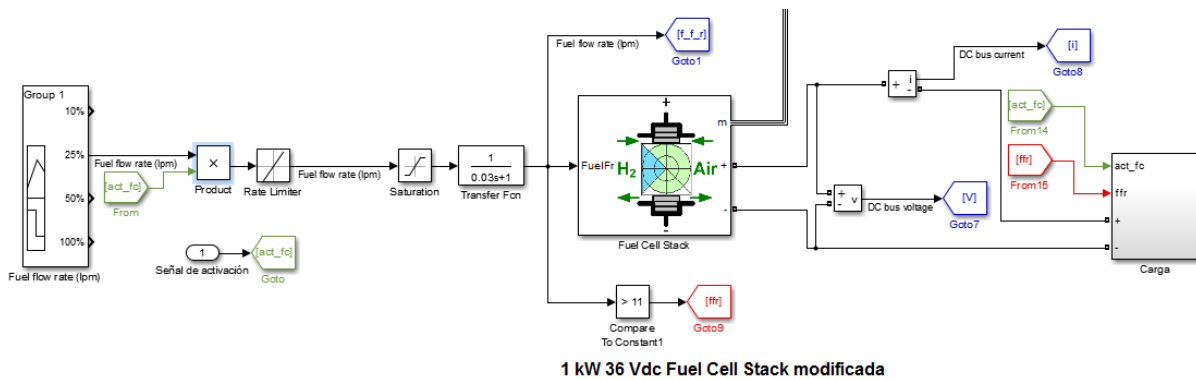


Figura 4.11 Modelado de la dinámica interna de una pila de combustible tipo PEMFC.

La señal de entrada de flujo, dibujada en la Figura 4.12 depende de los valores y la estrategia de consumo a seguir. Como ejemplo se ha supuesto que la pila tiene dos regímenes de consumo, 6.5 lpm en despegue/aterizaje y 4.5 lpm en crucero. Esta señal es global para toda la misión y marca el nivel de consumo deseado en la pila. La señal de consumo se multiplica por la señal booleana

de control `act_fc` cuyos valores son 0 ó 1 y la salida se limita con un bloque `rate limiter`, los cambios entre valores se quiere que sean en forma de rampas crecientes o decrecientes.

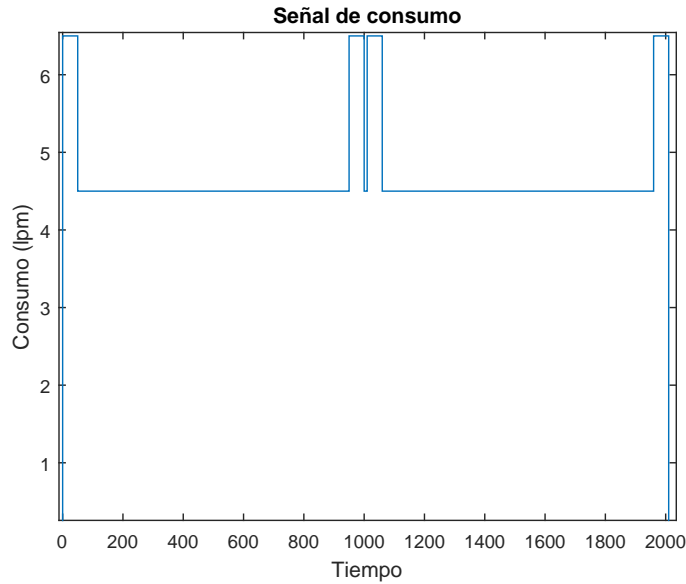


Figura 4.12 Señal de consumo de fuel.

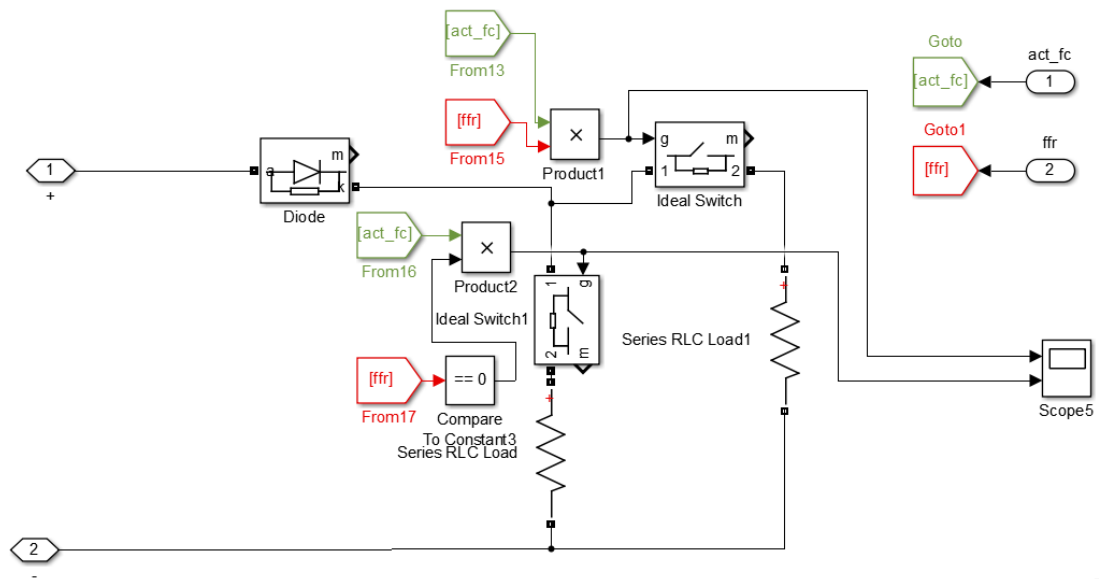


Figura 4.13 Bloques de carga.

La señal saliente se introduce a una saturación antes de entrar en el bloque de modelado de la pila. Esta saturación evita errores numéricos cuando la tasa de consumo es nula, en los arranques y paradas de la pila.

El bloque de `fuel cell stack` implementa las características de la pila que se elija o configure y las ecuaciones que modelan el funcionamiento de dicha pila. Hay varias opciones en su configuración aunque se ha preferido configurar todos los datos disponibles que se pueden extraer del Anexo B. Este bloque se conecta al sistema de fuentes de potencia global mediante un convertidor para adaptar el voltaje al del sistema global, 36V. Los bloques de diodo e interruptor son parte del

sistema de control de la pila y simplemente modelan la desconexión de la pila para que no afecte a la simulación mientras no esté encendida, Figura 4.13.

Por otra parte, se han introducido varios bloques para medición y tratamiento de señales procedentes de la simulación de la pila. Además de los principales parámetros de funcionamiento de la pila de combustible también se han modelado dos bloques para el cálculo total de fuel en la pila, la potencia instantánea que da al sistema y la energía total que proporciona.

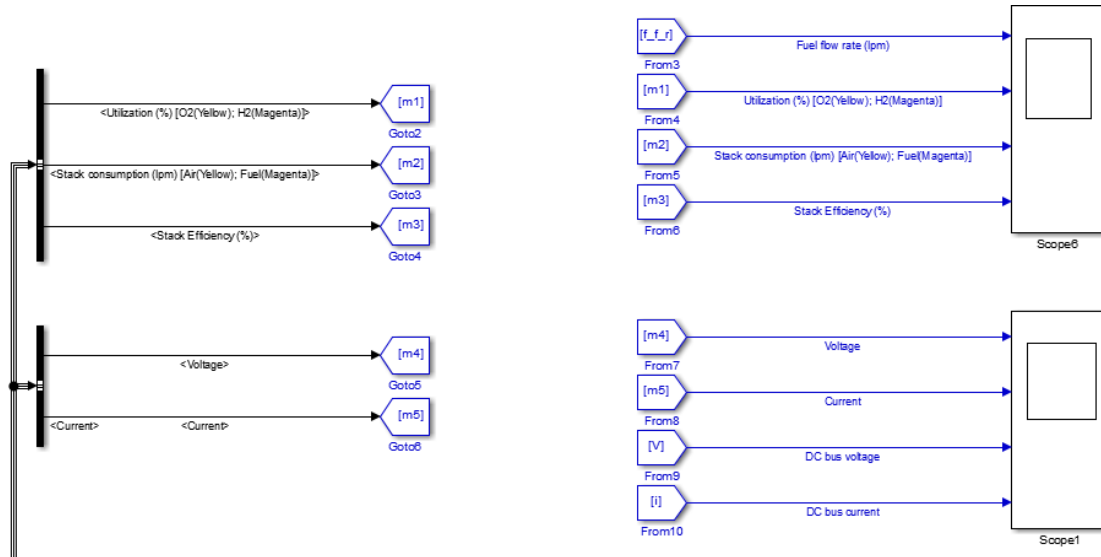


Figura 4.14 Bloques de medición.

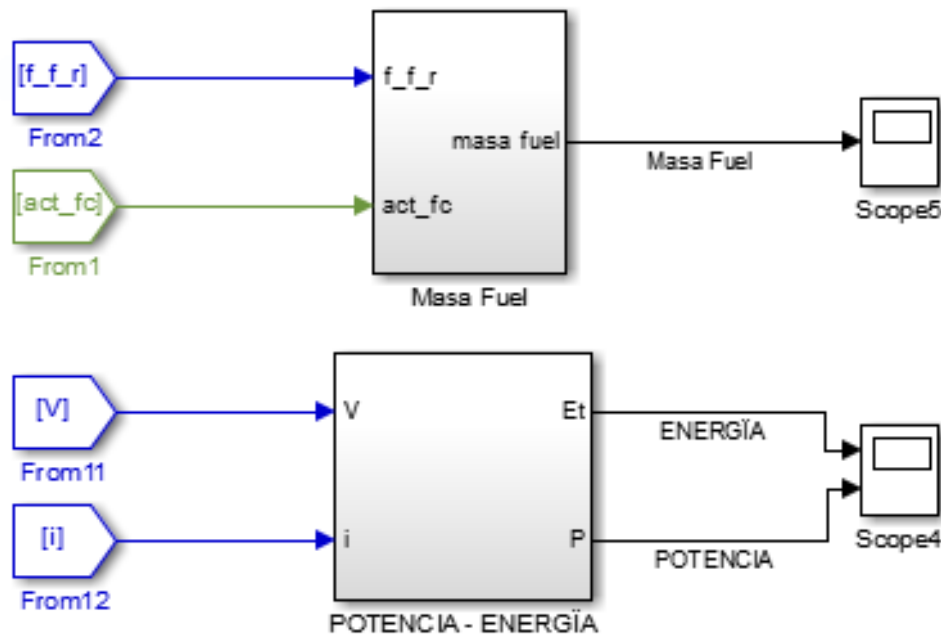


Figura 4.15 Bloques de tratamiento de señal.

Por último, es necesario comentar que respecto al sistema global, la pila de combustible es una fuente de corriente.

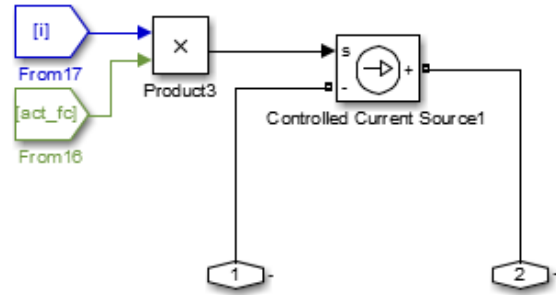


Figura 4.16 Salida de intensidad desde la pila de combustible hacia las cargas.

Estrategia de control.

Para las simulaciones que se realizan en este trabajo se ha implementado un control de encendido de las pilas de combustible por histéresis. En este control, la señal medida del estado de carga (SOC) del conjunto de baterías (puede verse en Figura 4.8) se envía a un bloque de histéresis. A este bloque se le puede introducir un rango de activación y desactivación de una señal de salida booleana. Para el periodo de activación la señal de salida es 1 y para el periodo de desactivación es 0. Esta señal se envía a las pilas de combustible como puede verse en la Figura 4.14. En la implementación del programa la señal simplemente multiplica a la señal de entrada de combustible para regular el apagado y encendido aunque se le supone a la pila un funcionamiento continuo, es decir, regula el suministro al circuito y el consumo durante los periodos de encendido pero no refleja la dinámica de la pila. El sistema de pila de combustible funciona como una fuente variable de intensidad y consumidora de un flujo de combustible.

4.1.6 Motores

Como puede extraerse de los primeros diseños de la aeronave, los motores necesarios para su propulsión se encuentran situados en las puntas del ala, son dos, indicada su situación de forma esquemática en la imagen de archivo CAD de la Figura 4.17. Se ha decidido respetar ese orden para la posible variación del régimen de los motores de forma independiente y se han programado dos bloques similares de motor.

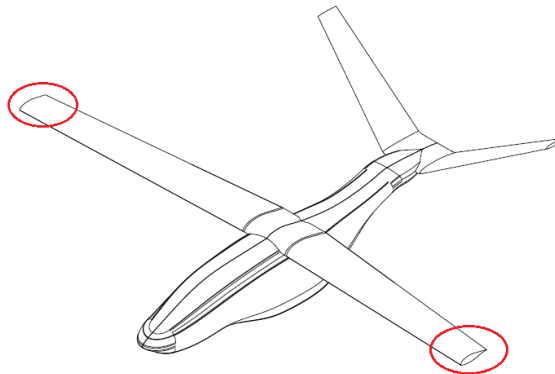
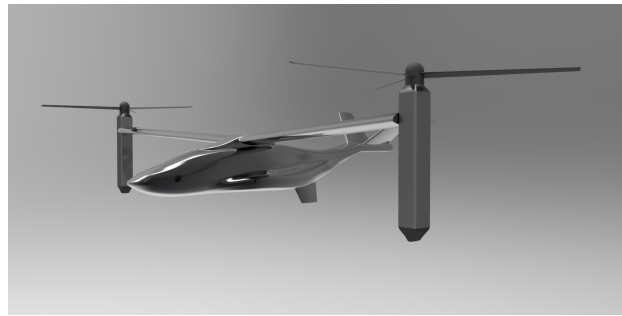
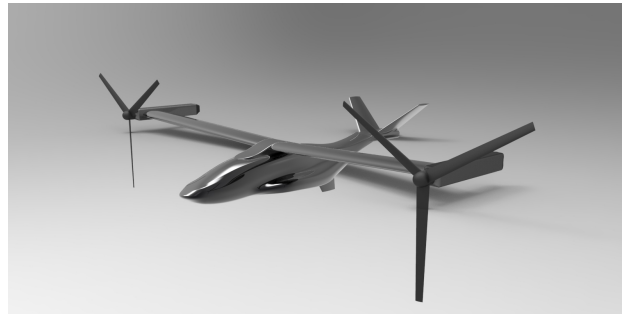


Figura 4.17 Aeronave tilt-rotor. Vista Isométrica.



(a)



(b)

Figura 4.18 Configuraciones de la aeronave tilt-rotor. (a) Configuración de VTOL. (b) Configuración de crucero.

Para representar el motor dentro del circuito de Simulink se han implementado dos resistencias variables junto a la resistencia fija y a la inductancia fija del motor elegido. El circuito que implementa el acople del motor en el circuito eléctrico aparece en la figura Figura 4.19.

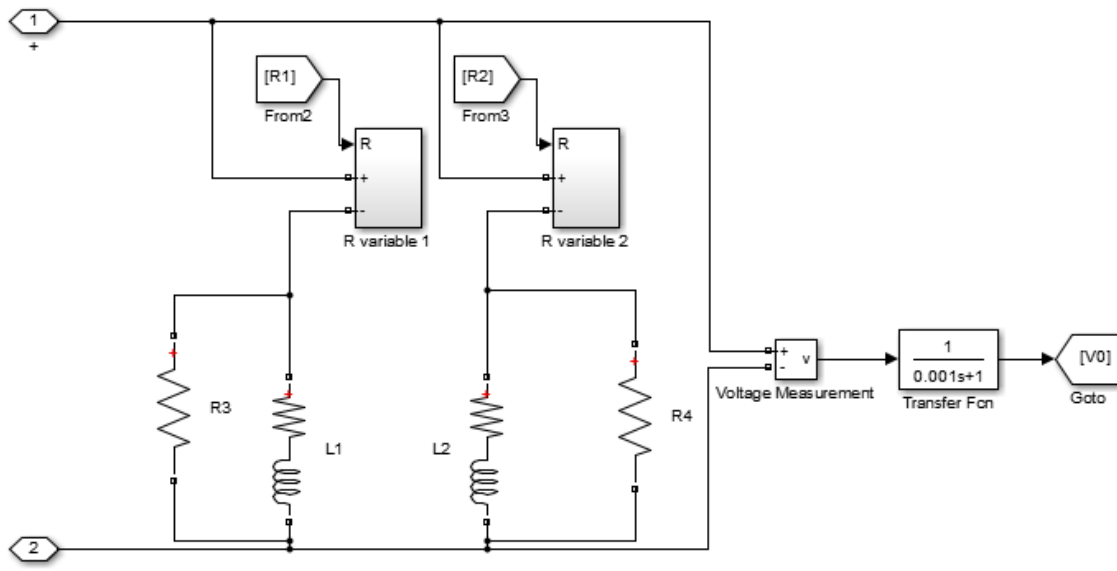


Figura 4.19 Implementación del modelo de resistencia variable que representa al motor en el circuito eléctrico.

El motor no es más que un bobinado (circuito) por el que pasa cierta corriente y la potencia eléctrica que recibe se transforma en energía mecánica, en este caso, el eje del motor recibe este

movimiento. Por tanto, el mismo motor se puede modelar por una resistencia y una inductancia (bobina). En este caso se ha asumido una inductancia constante y una pequeña resistencia fija. Pero la dinámica del motor obliga a que la tensión en sus bornes varíe. Es decir, el régimen de giro del motor depende del voltaje en los bornes del motor. El desarrollo de este bloque se explica en la sección 4.2. En definitiva, se necesita extraer una resistencia eléctrica que modele la potencia eléctrica transformada en movimiento de la dinámica del propio motor. Para llegar a obtener este valor se modela el motor, su comportamiento dinámico, en otro bloque independiente.

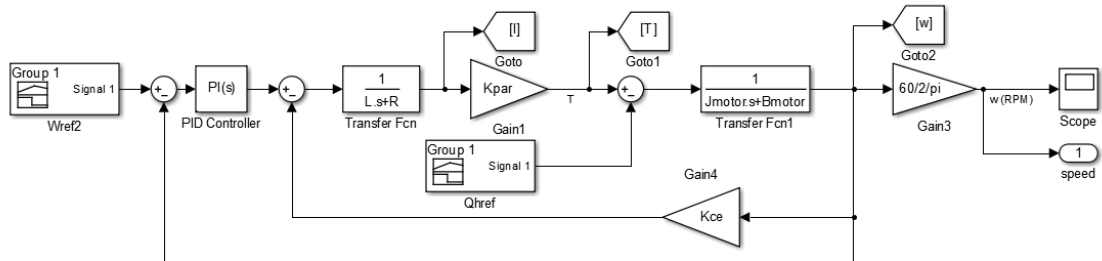


Figura 4.20 Modelado de un motor eléctrico en Simulink.

Como entrada a este modelo se dispone una señal con los regímenes de giro del motor como referencia para un controlador PI. La señal de referencia es la indicada en la figura Figura 4.21. La señal de par de la hélice se obtiene considerando que cada motor consumo la mitad de la potencia y que la velocidad de giro, en cada régimen, es la indicada en la Figura 4.21.

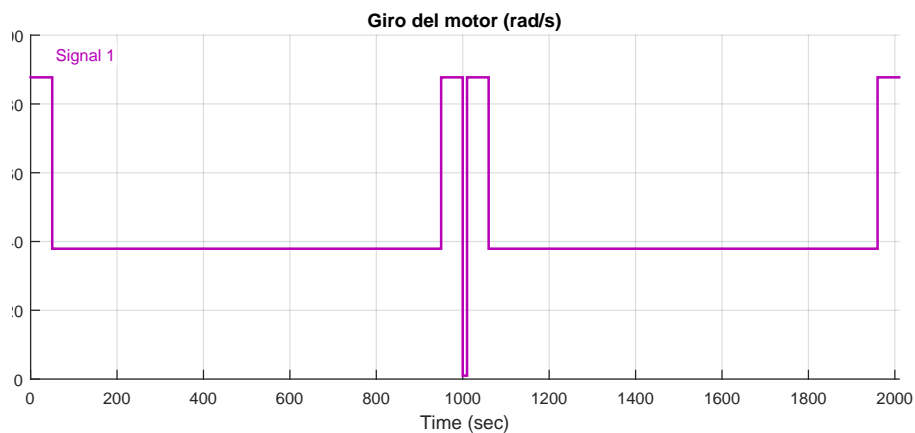


Figura 4.21 Señal de referencia para giro del motor.

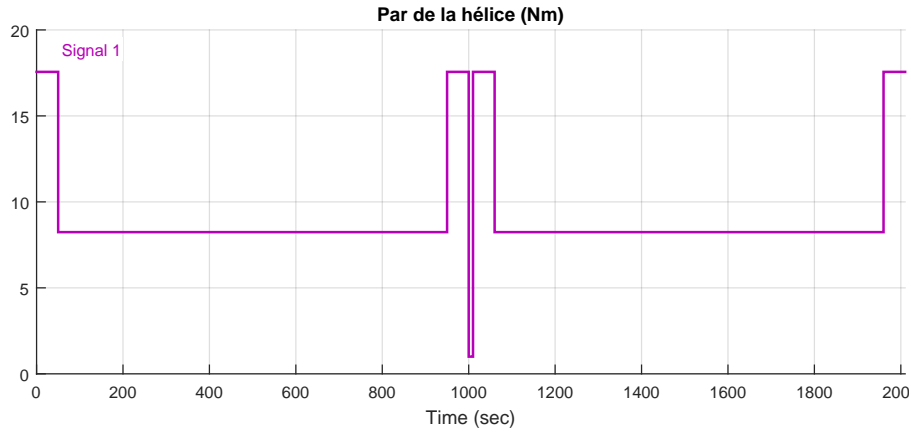


Figura 4.22 Señal de par de la hélice.

La dinámica del motor, modelada a través de funciones de transferencia permite obtener la intensidad teórica que recorre el motor para ese nivel de potencia y ese régimen de giro, el torque y la velocidad angular en cada instante. Asumiendo ahora que no se producen pérdidas energéticas y que toda la energía eléctrica suministrada al motor se invierte en mover el eje, puede igualarse la potencia eléctrica y mecánica. Este valor de resistencia es, por tanto, el que modela la oposición del motor a variar su velocidad.

$$\begin{aligned}
 P_m &= P_e \\
 P_m &= T \cdot \omega \\
 P_e &= R \cdot I^2 \\
 R &= \frac{T \cdot \omega}{I^2}
 \end{aligned} \tag{4.7}$$

Ahora bien, el suministro al motor se realiza a través de un convertidor. Si en el desarrollo anterior se obtiene una resistencia para el modelo que se traduce en una tensión determinada en el circuito, es necesario usar esa tensión y la que procede de las fuentes para regular el funcionamiento del convertidor.

Convertidor elevador (boost).

Explicado de la forma más sencilla posible, un convertidor elevador recibe una tensión e intensidad, mediante dispositivos eléctricos transforma la señal aumentando su tensión de salida y disminuyendo su intensidad de salida respecto a los valores de entrada. Para realizar esta acción se usan tres elementos eléctricos/electrónicos: una inductancia, una conductancia y un transistor de efecto de campo o MOSFET, que se usa para amplificar o conmutar señales electrónicas. Esta parte del circuito eléctrico aparece en Figura 4.23.

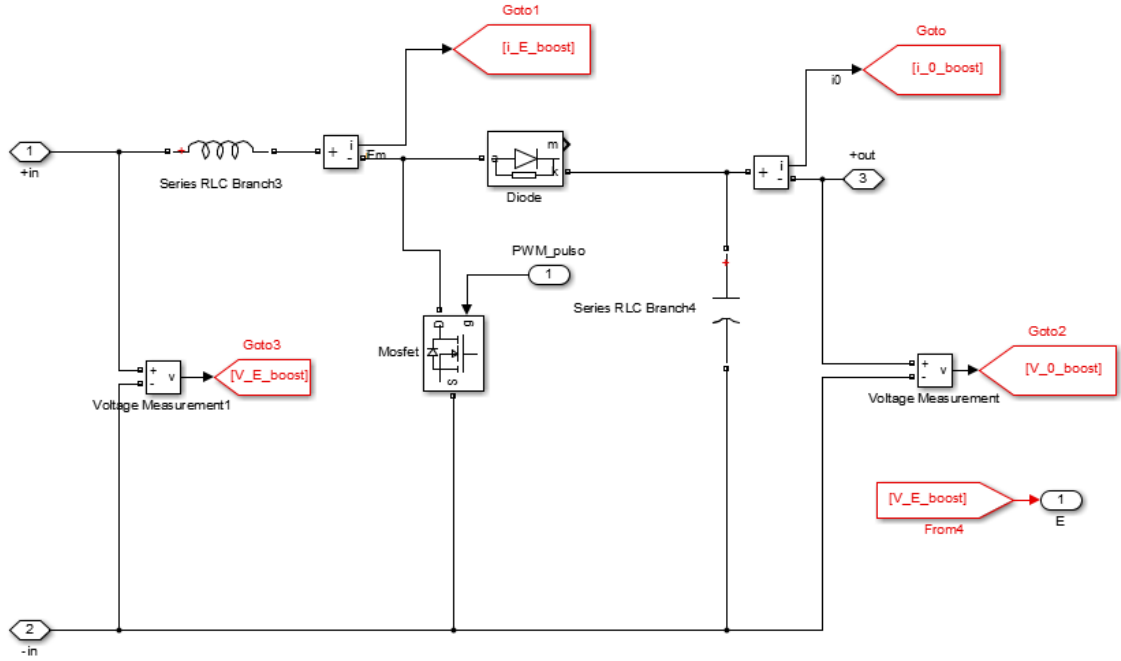


Figura 4.23 Convertidor dc-dc elevador (boost)..

El cálculo de los parámetros que definen a los tres dispositivos eléctricos se realiza basándose en los desarrollos teóricos para un convertidor elevador. Una extensa guía sobre electrónica de potencia puede encontrarse en [5], aunque para este trabajo, la fuente más utilizada es [1]. Teniendo en cuenta que un esquema del anterior circuito como el que aparece en la figura Figura 4.24, se pueden distinguir dos etapas en el funcionamiento del convertidor.

- Cuando el interruptor se cierra, el diodo se polariza inversamente y se aísla la etapa de entrada (inductor) de la de salida.
- Cuando el interruptor está abierto, tanto el inductor L como la alimentación ceden energía a la etapa de salida formada por la carga y una conductancia.

Se puede llegar a una relación, en régimen permanente, del tipo

$$\frac{V_0}{V_d} = \frac{1}{1-D}, \quad \frac{I_0}{I_d} = 1-D, \quad (4.8)$$

considerándose siempre un funcionamiento continuo del convertidor.

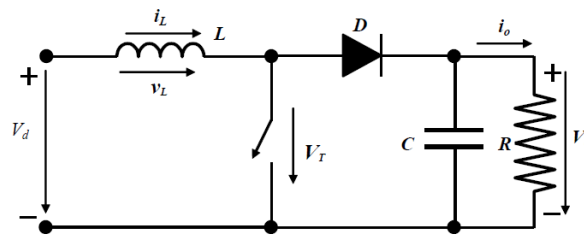


Figura 4.24 Convertidor dc-dc elevador (boost)..

El parámetro D es el parámetro de ciclo de trabajo D (Duty Cycle) definido como el cociente entre el tiempo que el interruptor está cerrado (t_{on}) y el tiempo que el interruptor está apagado (t_{off}). Este parámetro puede relacionarse con el método más usado en el control de la tensión a

la salida del circuito convertidor, V_0 , la modulación por anchura de pulsos (PWM-Pulse Width Modulation). Si se considera un periodo de conmutación constante, T_s , y se varían los tiempos que el interruptor está cerrado y abierto, se consigue variar el parámetro D y, con él, la tensión a la salida. Para realizar el control del convertidor se ha implementado un generador de pulso PWM que mantiene la tensión de salida constante dependiendo el régimen de funcionamiento del motor. Este bloque recibe las medidas de tensión a la entrada y salida del convertidor y envía un tren de pulsos que abren o cierran el interruptor (transistor MOSFET). La tensión a la entrada se mantiene aproximadamente en $36V$ según el nivel de descarga de las baterías que son quienes fijan la tensión de funcionamiento del circuito de fuentes de potencia.

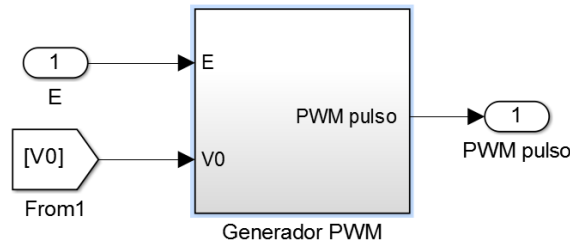


Figura 4.25 Generador de pulsos PWM.

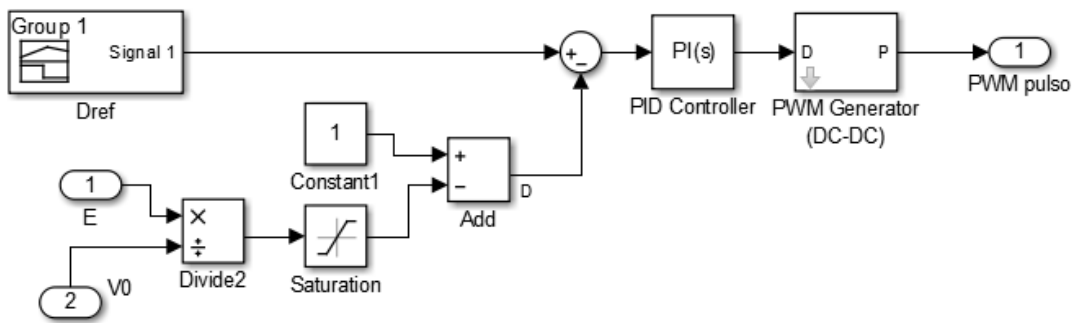


Figura 4.26 Generador de pulsos PWM. Distribución interna.

En la imagen deben destacarse dos bloques, la señal de referencia del ciclo de trabajo y el bloque **PWM Generator**. La señal de referencia se calcula haciendo uso de las ecuaciones del circuito en régimen permanente 4.11. Con este desarrollo se llega a unos valores de $D = 0.6$ y $D = 0.04$ tras ajustar con varias simulaciones.

4.1.7 Servos y electrónica.

Las cargas que el sistema eléctrico debe soportar no solo se limitan a los motores eléctricos, también existen servos con los que se mueven las superficies sustentadoras del avión y ordenadores de abordo para los sistemas integrados. Los consumos de estos sistemas vienen expuestos en la tabla Tabla 4.8. En total, la energía de estos sistemas y los motores asciende a $988.057Wh \approx 990Wh$.

Tabla 4.8 Consumos de los sistemas de abordó.

Sistema	Potencia (W)	Número	Pot. Total	Energía Total (Wh)	% Respecto total
Ordenador de abordó	10	1	10	5.55	0.56
Servos	5 (5 V, 1 A)	8	40	22.22	2.24

Para simplificar la implementación de estos sistemas en el circuito se suponen como una resistencia que disipa 50 W.

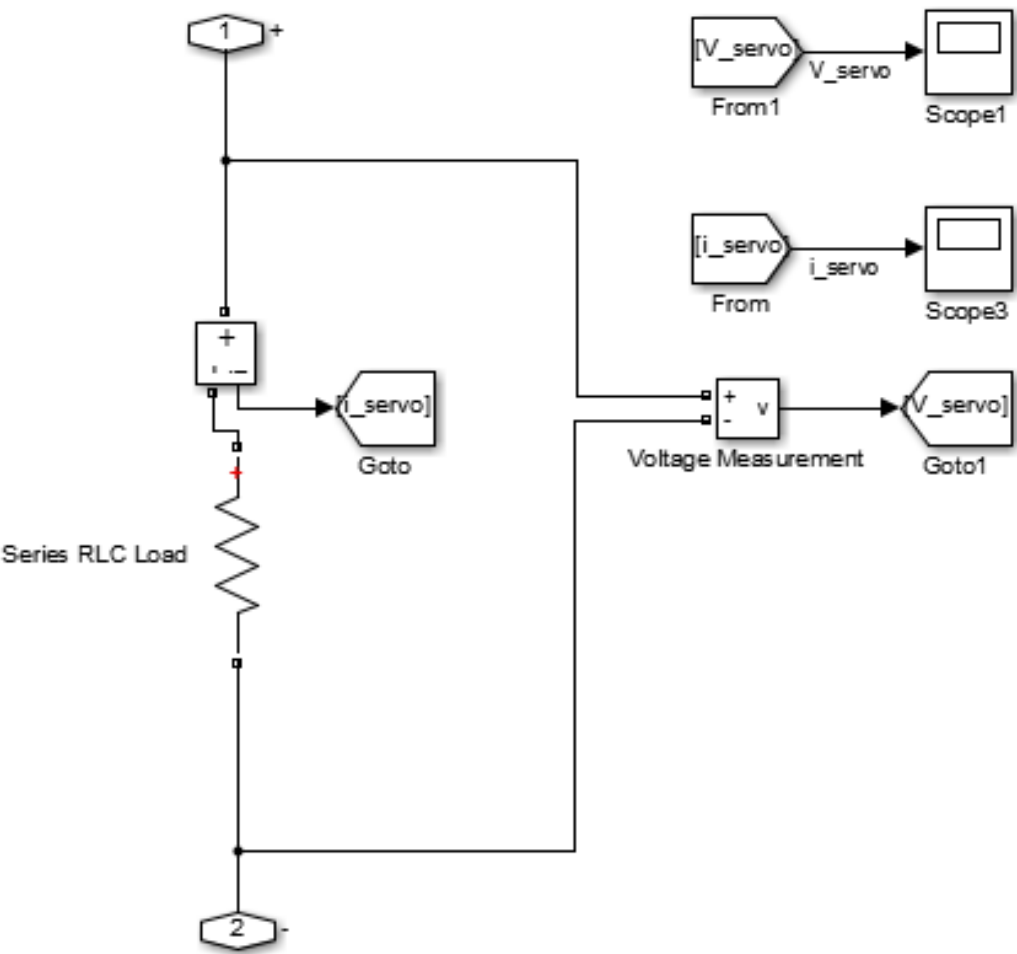


Figura 4.27 Resistencia modelo para los sistemas de abordó.

4.2 Simulación con resistencia variable.

Dados los tres sistemas generadores de potencia eléctrica del vehículo, es necesario el ajuste del su funcionamiento dentro del montaje final, para ello es más sencillo dejar de lado el régimen transitorio de los mismos y concentrarse en el régimen permanente que se dará durante largos periodos de tiempo (minutos) sobre el circuito de potencia. Como primera aproximación a las cargas que las fuentes deberán abastecer, es útil solo tener en cuenta una resistencia variable. Esta modelará el régimen permanente de los motores en los dos principales regímenes de giro (VTOL, CRUCERO). Teniendo en cuenta las ecuaciones que modelan el comportamiento dinámico de un

motor de corriente continua, indicadas en 4.9, es conveniente usarlas teniendo en cuenta un periodo de tiempo amplio.

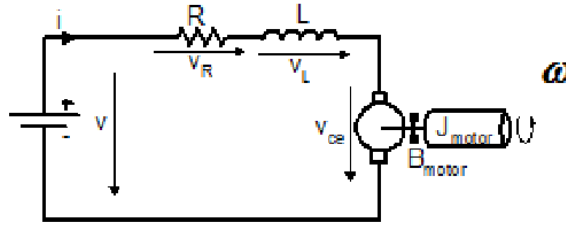


Figura 4.28 Circuito eléctrico equivalente a un motor de corriente continua..

$$\begin{aligned}
 V &= V_R + V_L + V_{ce} = Ri + L \frac{di}{dt} + V_{ce} \\
 V_{ce} &= K_{ce} \omega \\
 T &= K_{par} i \\
 T &= J_{motor} \frac{d\omega}{dt} + B_{motor} \omega + Q_{prop}
 \end{aligned} \tag{4.9}$$

Si se tiene en cuenta que la intención es alcanzar un régimen de giro constante, la derivada de la velocidad angular del motor debería anularse. Por ello, la relación de intensidad y régimen de giro sería lineal. Además, la intensidad en esos instantes ya no debería variar, si se gira con la misma velocidad y el mismo par, la potencia es constante y, asumiendo un voltaje de alimentación constante en régimen permanente sobre los bornes del motor, la intensidad debería permanecer constante, lo que sería coherente con la relación lineal de ésta con la velocidad angular.

$$\begin{aligned}
 V &= Ri + V_{ce} \\
 V_{ce} &= K_{ce} \omega \\
 T &= K_{par} i \\
 T &= B_{motor} \omega + Q_{prop}
 \end{aligned} \tag{4.10}$$

Teniendo presente la potencia necesaria y los motores elegidos para realizar la misión, las dos resistencias que ofrecen los motores cuando están en régimen permanente son las que aparecen en 4.11. Asumiendo una configuración en paralelo de los motores, se usa la mitad de la intensidad de salida del convertidor.

$$\begin{aligned}
 T_{ref} \omega_{ref} &= B_{motor} \omega_{ref}^2 + Q_h \omega_{ref} = i^2 R \\
 i &= 20A \\
 Q_h &= 17.6 Nm \\
 \omega_{ref,1} &= 31.875; \quad \omega_{ref,2} = 105.97 \\
 R_1 &= 1.4064 \Omega; \quad R_2 = 4.7 \Omega
 \end{aligned} \tag{4.11}$$

4.2.1 Resistencia variable.

La carga que supondrían los motores para el sistema la modelan resistencias variables en forma de señales escalón que se introducen al circuito formado por las fuentes de potencia. El propósito de este estudio previo mediante cargas simplificadas es el de ajustar los diversos parámetros del circuito eliminando las distracciones de la dinámica propia del motor y de los posibles fenómenos transitorios que podrían aparecer.

En la imagen Figura 4.29 aparece el bloque de resistencia variable y su entrada de señal escalón con el valor de la resistencia del régimen a analizar. Este bloque dispone de dos bornes de conexión identificados con los signos (+ positivo, - negativo=tierra=referencia) para su conexión con las fuentes.

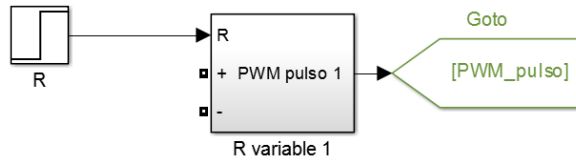


Figura 4.29 Bloque de resistencia variable implementada con el paquete Simscape/SimPowerSystems de Simulink.

Internamente este sistema dispone de una configuración especial de fuente de tensión controlada por tensión, teniendo una medida de intensidad a través del circuito que atravesaría el motor y una señal de resistencia que ejercería dicho motor, se obtiene una señal de control de tensión. Esa tensión sería la misma que la medida en los bornes del motor en régimen permanente.

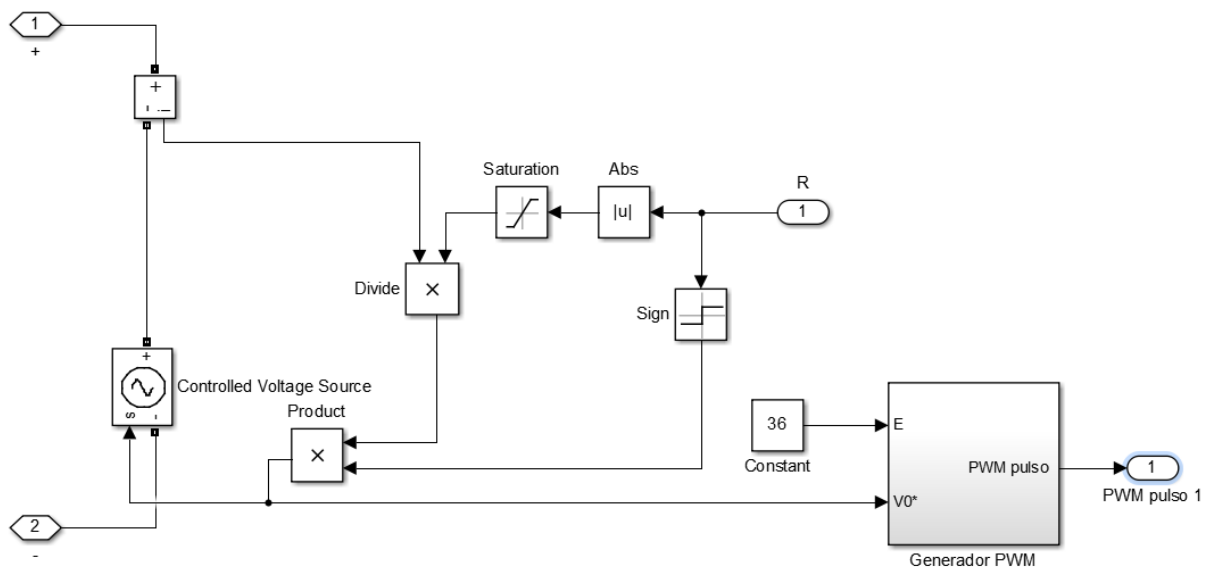


Figura 4.30 Distribución interna de la resistencia variable.

Esta configuración es una variación del ejemplo procedente de [19]. El modelo de este trabajo se inspira en el anterior y cambia la fuente de intensidad controlada por intensidad de [19] por una fuente de tensión. Este cambio se debe a que en este problema que se está tratando, la relación de tensión en los bornes del motor y velocidad angular es directa por lo que interesa controlar la variable tensión que modela al motor.

4.2.2 Acople de baterías y resistencia variable.

En primer lugar, interesa comprobar cómo reacciona el sistema de baterías que se ha elegido al acople con el bloque de resistencia variable. Por supuesto el bloque del convertidor es necesario, es más, esta prueba con un sistema de cargas sencillo es una excelente oportunidad de ajustar los parámetros del convertidor (Inductancia, capacitancia y resistencias internas de los dispositivos mosfet y diodo).

Partiendo de los parámetros iniciales ajustados de forma teórica, se montan los bloques que aparecen en la figura Figura 4.31.

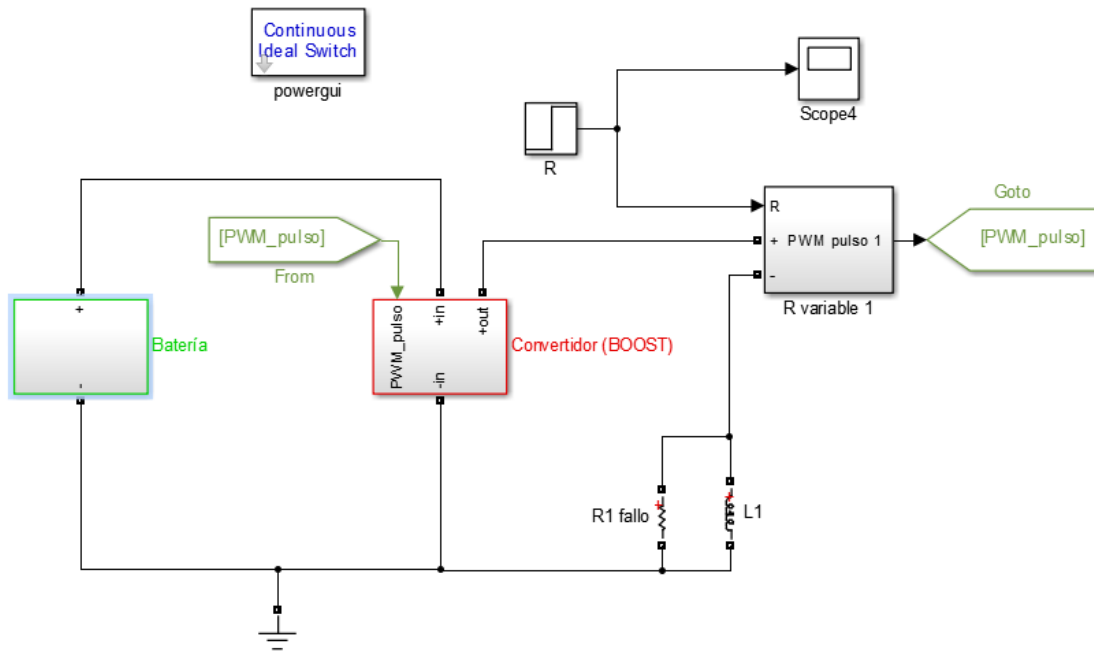
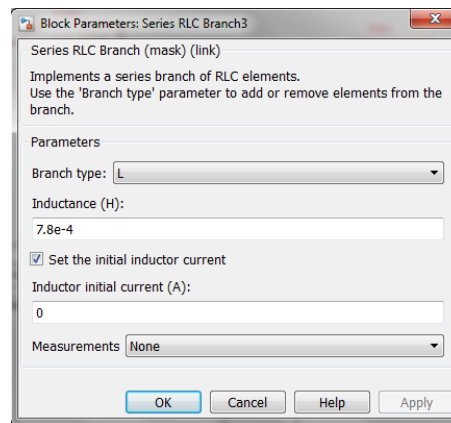
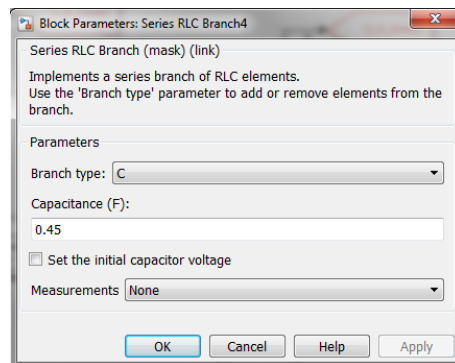


Figura 4.31 Bloque de resistencia variable alimentado por baterías..

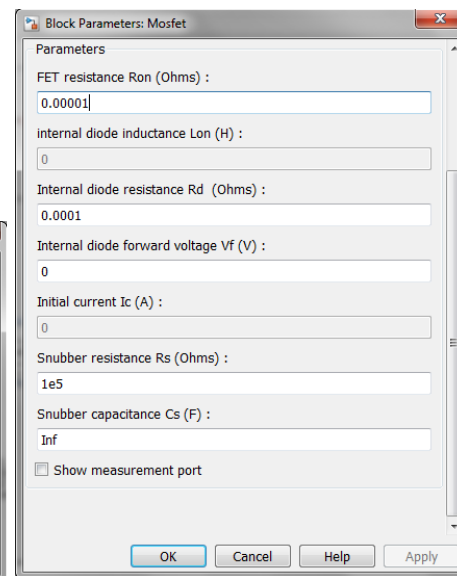
Los parámetros del convertidor son los configurados según las imágenes de la Figura 4.32 tomadas directamente del programa. En Figura 4.33 aparece la configuración de la batería usada para esta simulación.



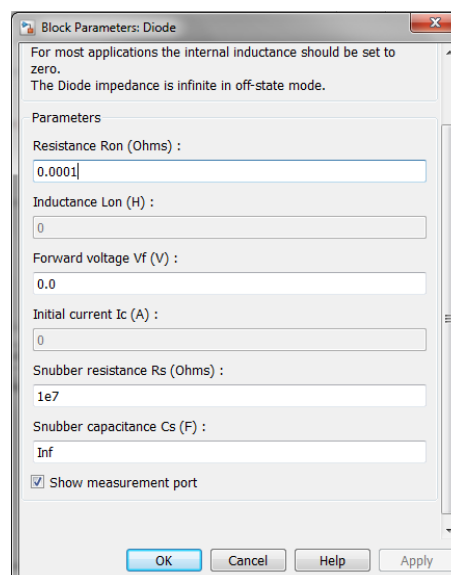
(a)



(b)

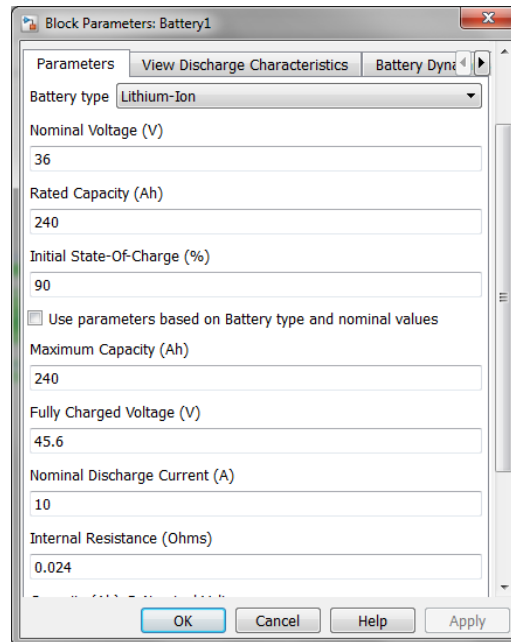


(c)

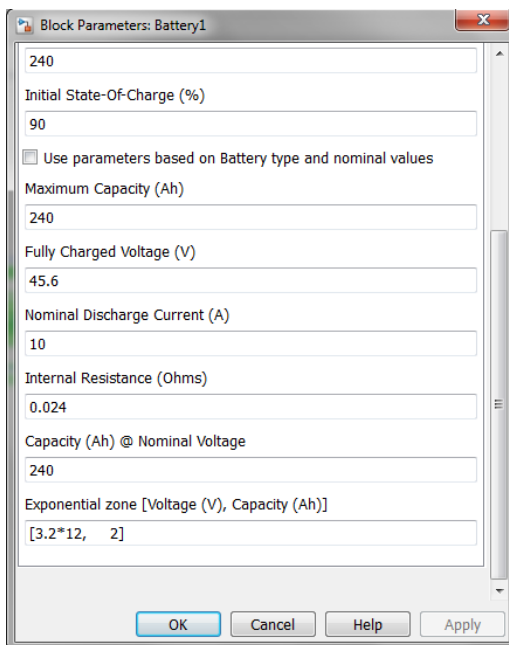


(d)

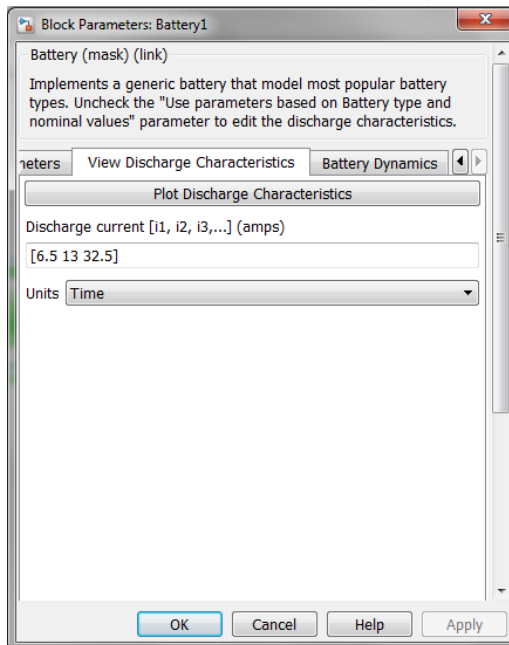
Figura 4.32 Parámetros del convertidor.



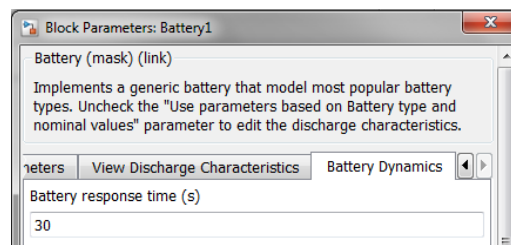
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 4.33 Parámetros del batería..

Realizando la primera simulación para los primeros segundos los resultados que se obtienen aparecen en la Figura 4.34.

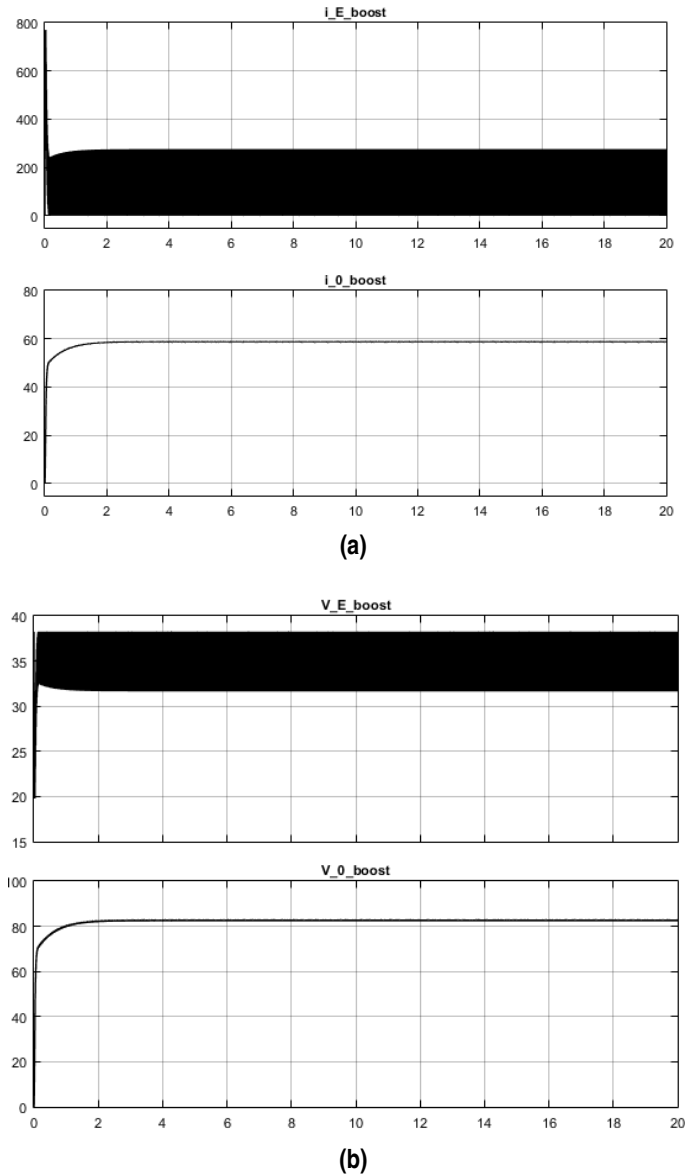


Figura 4.34 [Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

El siguiente paso sería cambiar el valor de la resistencia y de los parámetros del convertidor. Pero en una configuración real los parámetros del convertidor son fijos para cualquier régimen. Por tanto, hay que averiguar cuál de las configuraciones del convertidor es la que puede soportar los dos regímenes. Para ello se simula con la resistencia anterior pero los parámetros calculados para el segundo régimen de funcionamiento. Esos valores nuevos aparecen en la Figura 4.35.

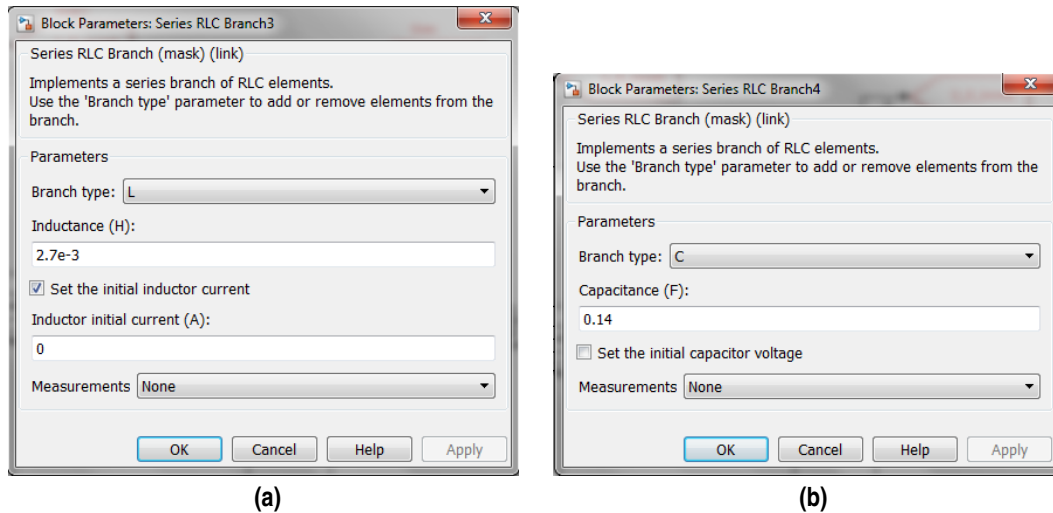


Figura 4.35 Valores de inductancia y conductancia del convertidor dc-dc calculados para el régimen de ascenso/descenso (VTOL).

Los resultados se pueden resumir en las imágenes de la Figura 4.36. Como puede observarse, el valor de la intensidad que se obtiene como salida en la batería es muy superior a la nominal. Por tanto, es posible decir que esta configuración no es válida para ambos valores de la resistencia variable.

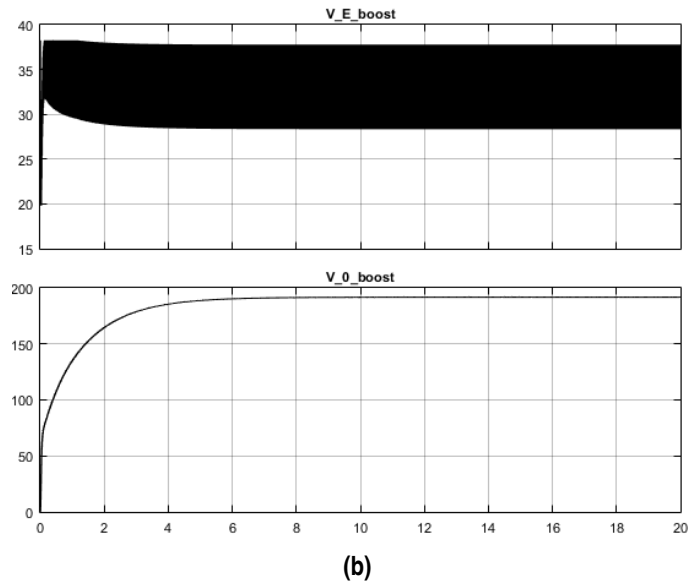
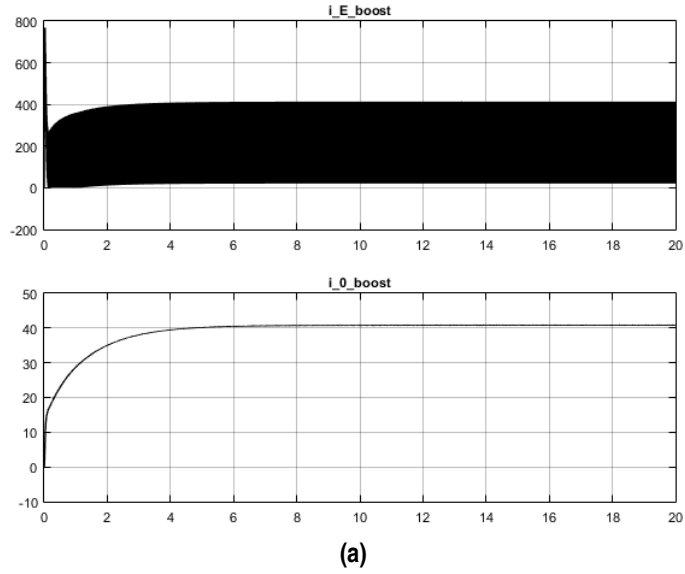


Figura 4.36 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

Ahora si se puede continuar simulando con el segundo valor de la resistencia ($R = 4.7$) y los valores del convertidor para esa resistencia, indicados en la Figura 4.35.

Se debe comprobar que los resultados para esta configuración del convertidor y la resistencia anterior de $R=1.4064$ produce resultados válidos. Realizando la simulación cambiando solo la resistencia se obtienen los resultados de la Figura 4.37 .

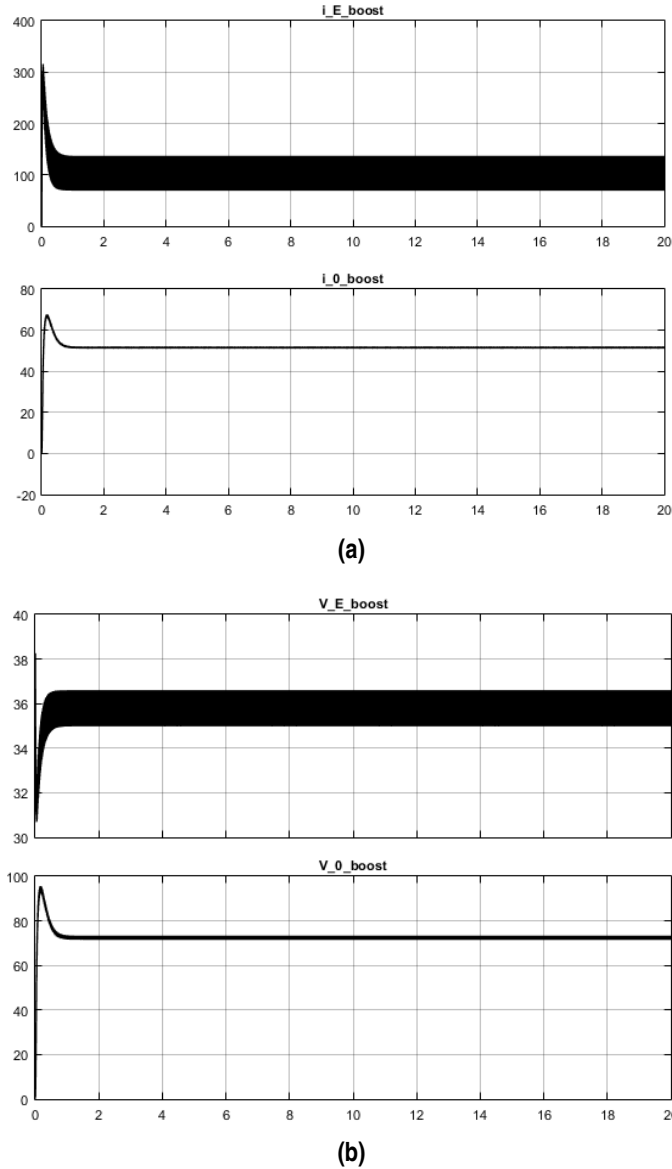


Figura 4.37 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

Es necesario indicar que pueden darse picos de intensidad al inicio de la simulación, lo que interesa analizar en este caso es el régimen permanente de funcionamiento. El transitorio solo tiene sentido estudiarlo con los motores reales acoplados al circuito. Además puede apreciarse alta variación en las gráficas de tensión de salida y entrada del convertidor. Este hecho se debe a la baja frecuencia con la que se ha programado el controlador PWM que gradúa la apertura/cierre del interruptor del convertidor. La elección de esa frecuencia tan baja responde a la necesidad de reducir el tiempo de simulación en este estudio preliminar, simplemente aumentando esa frecuencia y variando los valores de inductancia/conductancia del convertidor, se consigue una reducción de ese “ruido”. Este procedimiento se sigue también en [39].

Se extrae por tanto un comportamiento interesante del circuito. Para hacer frente a todos los regímenes del funcionamiento, los parámetros del convertidor se deben ajustar con los valores mayores de la resistencia de las cargas. Esto es útil para el acople posterior de los modelos de motores.

4.2.3 Acople de baterías, pilas de combustible y resistencia variable.

Por supuesto, los resultados del apartado anterior pueden ser usados para reducir las pruebas de la simulación descartando las configuraciones que no ofrecen información nueva. Directamente los parámetros del convertidor que se usan en este apartado son los de la Figura 4.35, para la inductancia y la conductancia. Los parámetros del diodo y el dispositivo mosfet son los indicados en la Figura 4.32-(c) y Figura 4.32-(d).

En esta primera simulación de las pilas de combustible solo interesa saber si el acople en el sistema global es adecuado o si surgen errores que puedan impedir la simulación. Por ello, se considera que la pila de combustible se mantiene encendida desde un inicio hasta el final. Con los valores de parámetros indicados y una configuración de la pila tal y como aparece en las secciones anteriores, se hacen las simulaciones para las dos resistencias $R=1.4064$ y $R=4.7$. Los resultados para $R1$ se indican en la Figura 4.38, los resultados para la simulación con $R2$ se indican en la Figura 4.39.

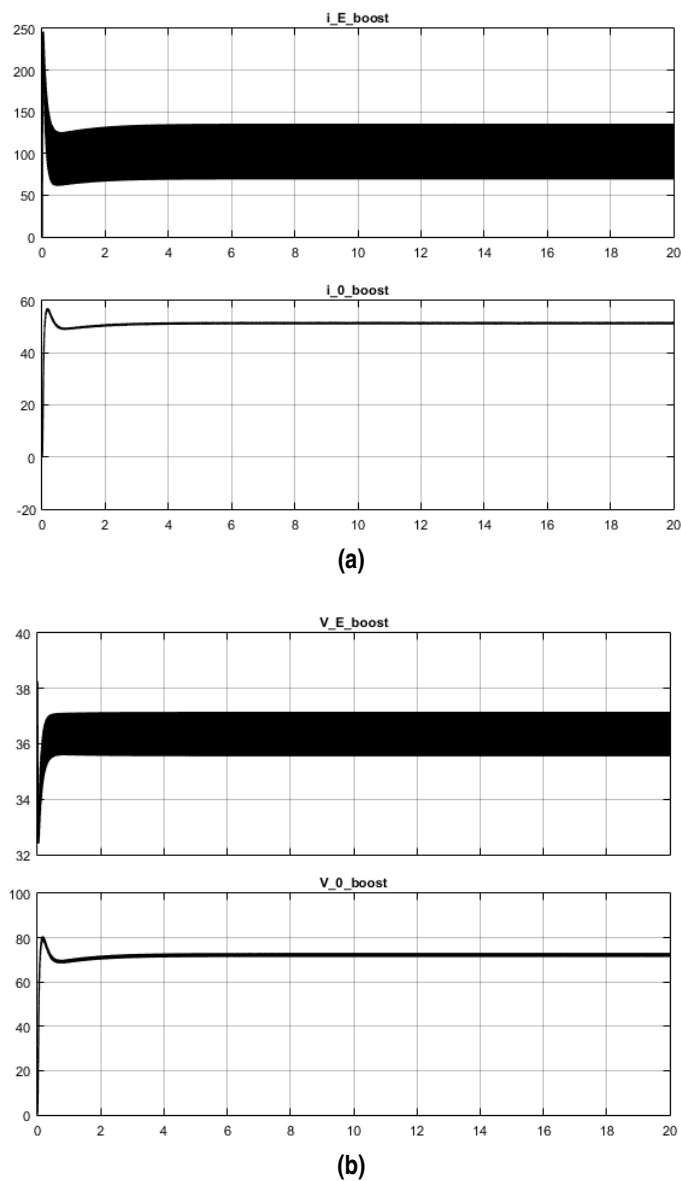


Figura 4.38 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

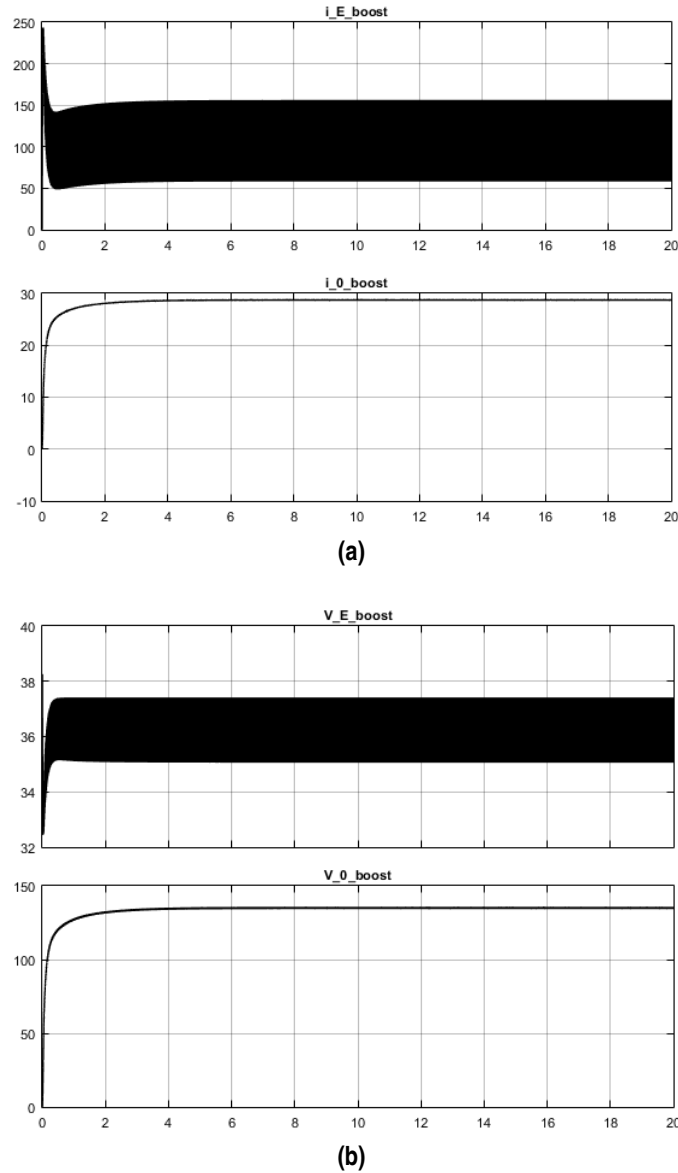
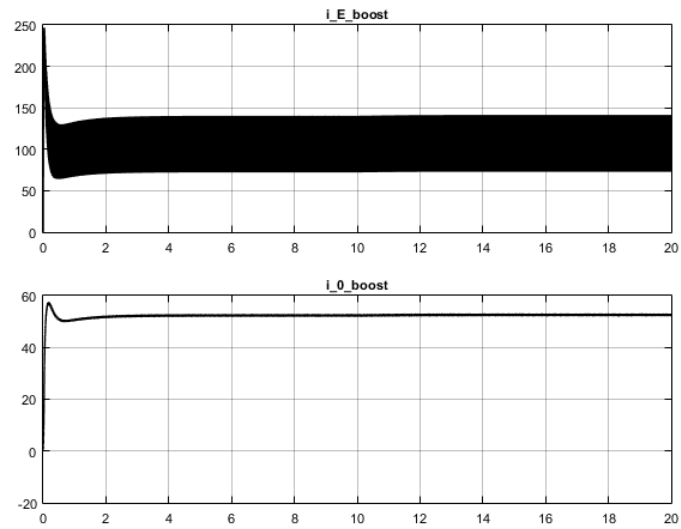


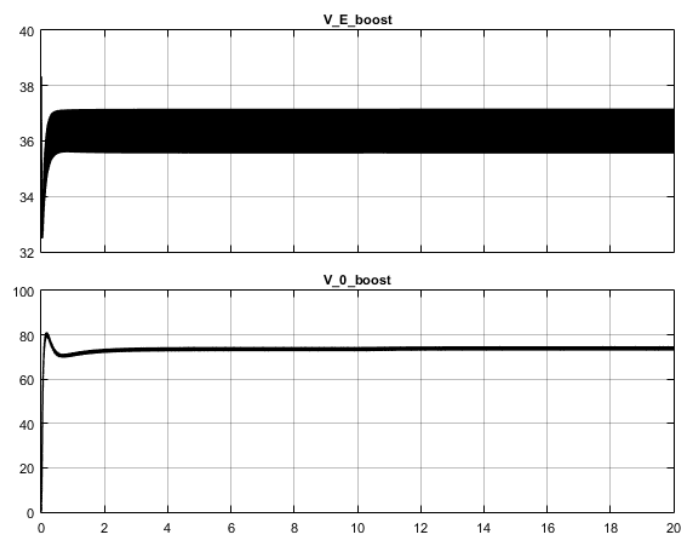
Figura 4.39 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

4.2.4 Acople de baterías, pilas de combustible, paneles solares y resistencia variable.

En el caso de los paneles solares, la comprobación de su funcionamiento dentro del circuito junto al resto de cargas no solo permite evaluar la adecuación del modelo y su funcionamiento sin fallos junto a otros sistemas, además es una oportunidad para comprobar los cálculos teóricos sobre el aporte de esta fuente de potencia eléctrica. En este capítulo se realizan los cálculos teóricos del aporte total, que se estima, daría esta fuente. Este resultado es una medida para una irradiancia de 1000 W/m², medida que debe compararse con los datos de las bases de datos de [REF] para comprobar que, en la zona de Sevilla, las medidas de irradiancia próximas al ideal de 1000 w/m² se dan en las horas centrales del día para los meses de verano (hemisferio norte). Simulando para las dos resistencias $R=1.4064$ y $R=4.7$, los globales que se obtienen para todo el circuito aparecen en la Figura 4.40 para la primera resistencia.



(a)



(b)

Figura 4.40 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

Los resultados para la resistencia mayor aparecen en las gráficas de la Figura 4.41.

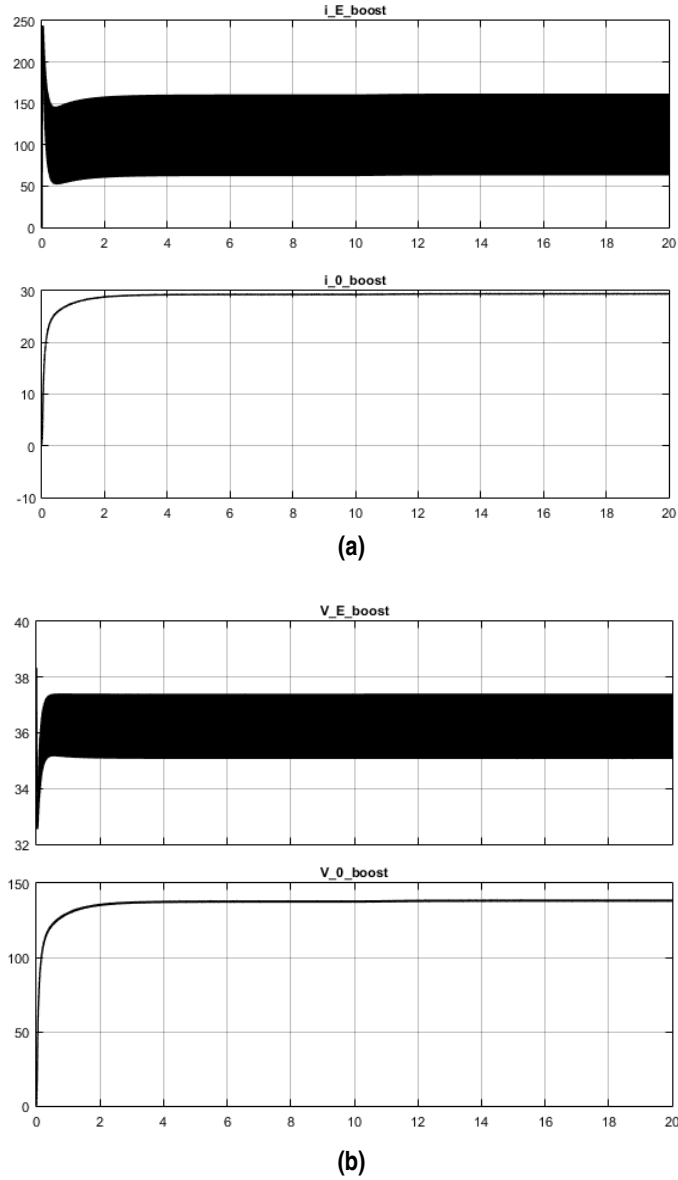


Figura 4.41 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$).

Es interesante comprobar el rendimiento de los paneles dentro del circuito. En las gráficas Figura 4.42 pueden observarse los valores obtenidos de tensión en los bornes de los paneles solares y la intensidad que los atraviesa, en el caso de $R=4.7 \Omega$. Como puede verse, los valores tienden a un régimen permanente.

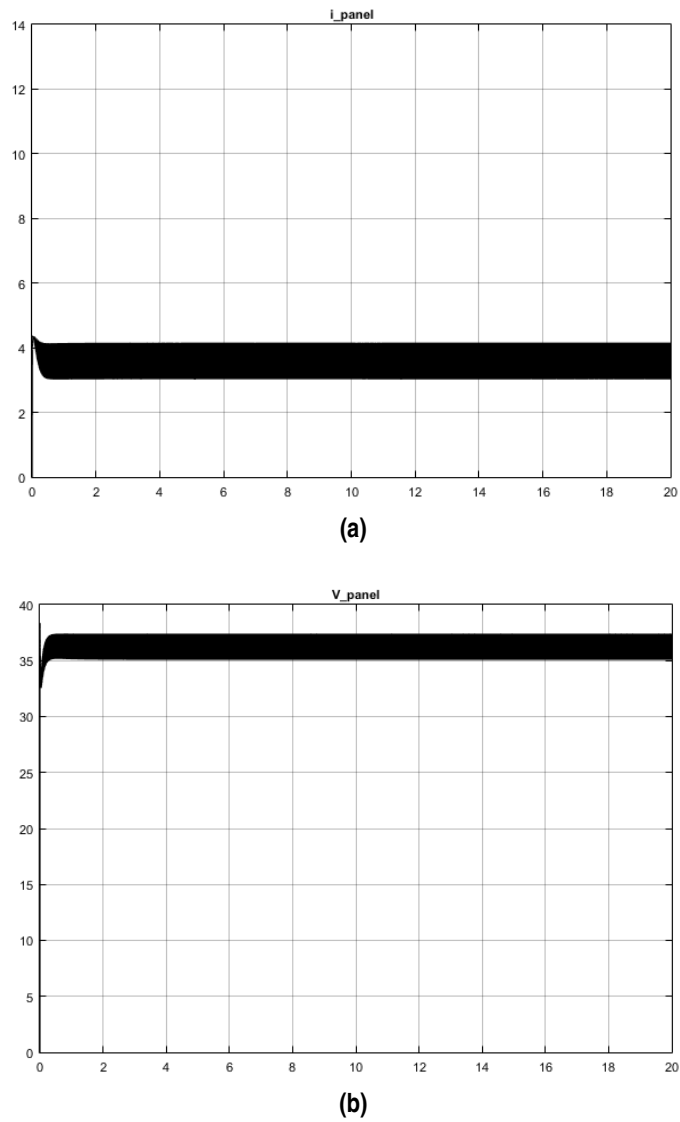


Figura 4.42 Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones a través del conjunto de paneles solares (i_{panel} y V_{panel}).

En la Figura 4.43 se presenta la potencia eléctrica que suministra el conjunto de paneles al circuito. Su valor coincide de forma bastante adecuada con la estimación de 126 W realizada según los datos proporcionados por el fabricante y el montaje utilizado.

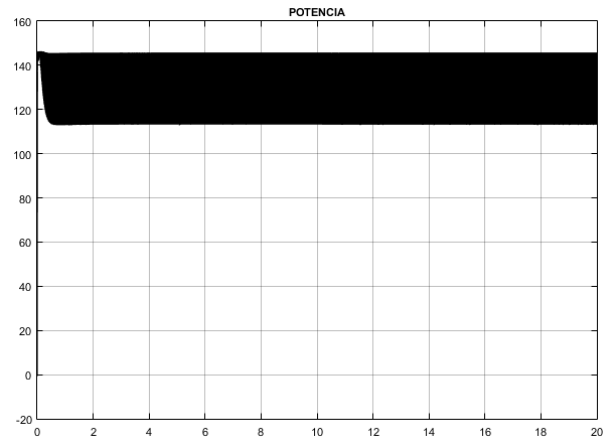


Figura 4.43 Potencia aportada por el panel solar (W) durante los primeros 20s de simulación.

5 Simulación del sistema completo. Ajuste de los parámetros.

Los sistemas que se han desarrollado con anterioridad se prueban en conjunto en este capítulo. Estas pruebas de simulación sirven para asegurar o corregir los cálculos realizados de forma teórica y conseguir una prueba de la viabilidad de un montaje híbrido.

5.1 Simulación con baterías y paneles solares.

En primer lugar, es necesario realizar una simulación con solo paneles solares y baterías. Se supone aquí una irradiancia de $1000Wh/m^2$. En esta simulación se pretende ajustar al máximo el número de baterías y la energía. De esta forma se permitiría cargar mayor peso de carga útil con lo que se aumenta la rentabilidad de la misión, no se debe olvidar que la aeronave se diseña con una misión en mente a realizar, no solo para realizar el vuelo.

Se pretende que el sistema funcione a una tensión de descarga de 36V. Por lo para las baterías seleccionadas, de 3.3V para tensiones de descarga menores de 50A, se necesitarían 11 baterías en serie. Pero hay que tener en cuenta que la descarga en los despegues y aterrizajes exige mayores intensidades de descarga a las baterías. Para baterías de este tipo se han probado descargas a niveles de intensidad mayores que las especificadas, como es el caso de las adjuntas en el Anexo A.3. Por tanto, aunque las baterías elegidas, modelo ANR26650M1 de la empresa A123 Systems, admiten solo una descarga a 120A (48C) durante 10 segundos, es admisible una descarga durante un tiempo razonablemente mayor a una intensidad entre 50 – 120A. Tras varias pruebas y ajustes de los parámetros del sistema, los valores del bloque de baterías son los que aparecen en la ??.

Block Parameters: Battery

Nominal Voltage (V)
2.65*13

Rated Capacity (Ah)
2.4*13*1

Initial State-Of-Charge (%)
100

☐ Use parameters based on Battery type and nominal values

Maximum Capacity (Ah)
2.5*13*1

Fully Charged Voltage (V)
3.3*13

Nominal Discharge Current (A)
52.83*1

Internal Resistance (Ohms)
6e-3*13/1

Capacity (Ah) @ Nominal Voltage
2*13*1

Exponential zone [Voltage (V), Capacity (Ah)]
[2.72*13, 13*1*0.4]

OK Cancel Help Apply

Figura 5.1 Parámetros de sistema de baterías usado para 0% de hibridación.

Realizando la simulación para esta configuración se obtienen, para la batería, los resultados de nivel de descarga (SOC) presentes en la 5.16b.

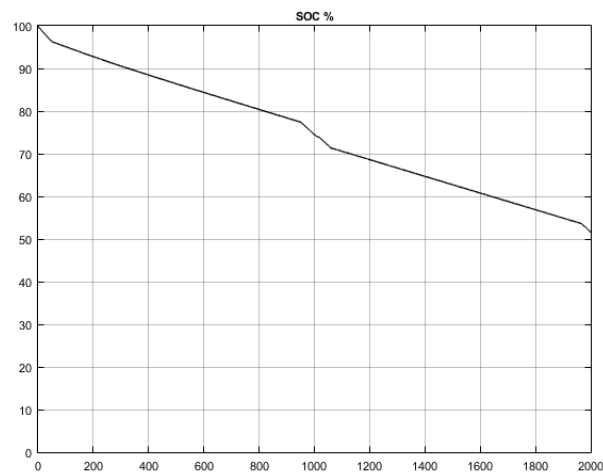


Figura 5.2 Estado de carga de las baterías durante la simulación.

Las magnitudes de intensidad, tensión y potencia de descarga son las representadas en la Figura 5.3. Como puede observarse, la intensidad no supera los 100A límite del sistema de protección usado para alargar la vida útil de las baterías.

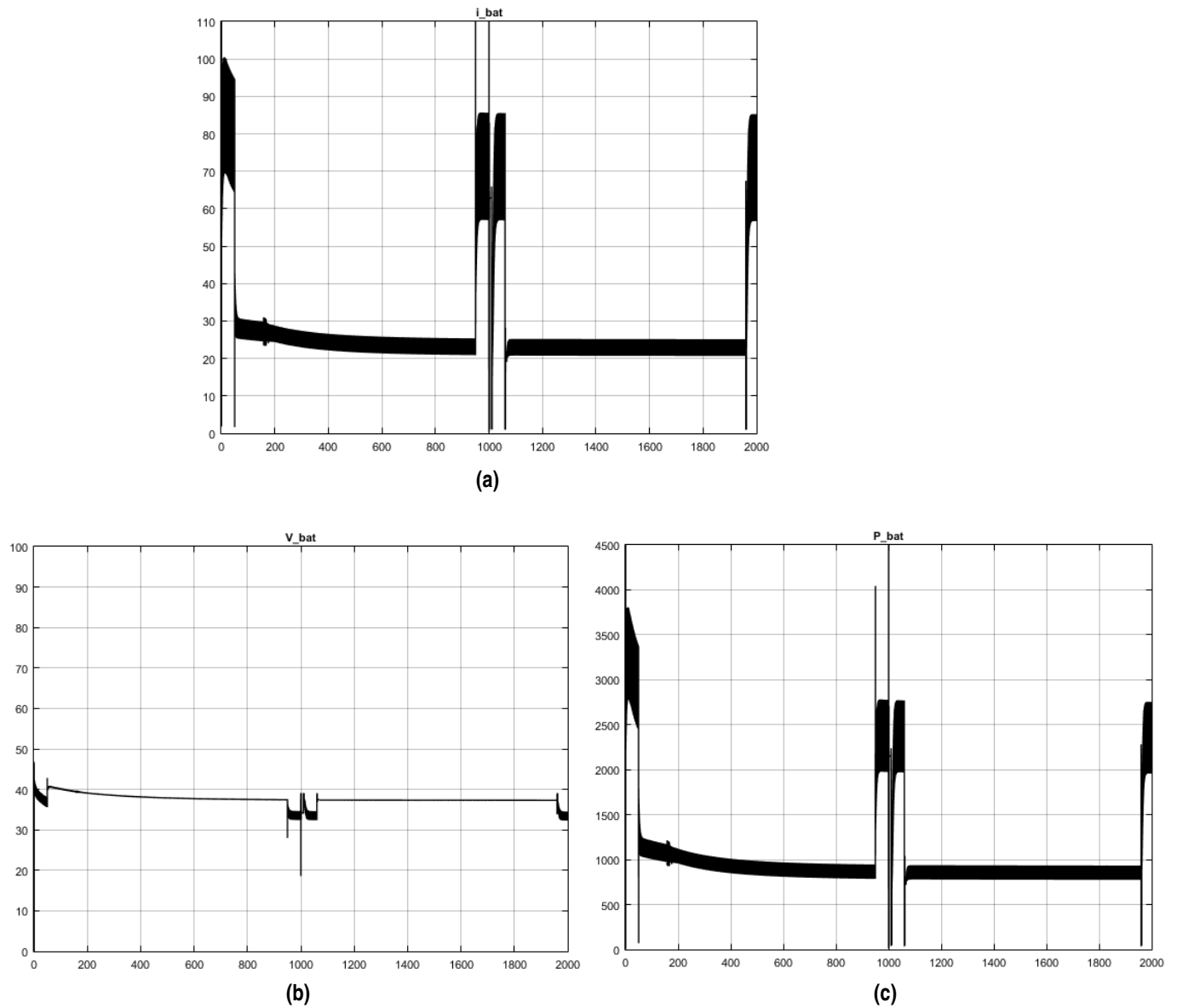


Figura 5.3 Simulación para control por histéresis. Magnitudes de descarga de la batería. Intensidades en A (amperios), tensión en V (voltios), potencia en W (vatios).

El conjunto de paneles solares se caracteriza por una intensidad y potencia suministradas al sistema como las que se indican en la Figura 5.4.

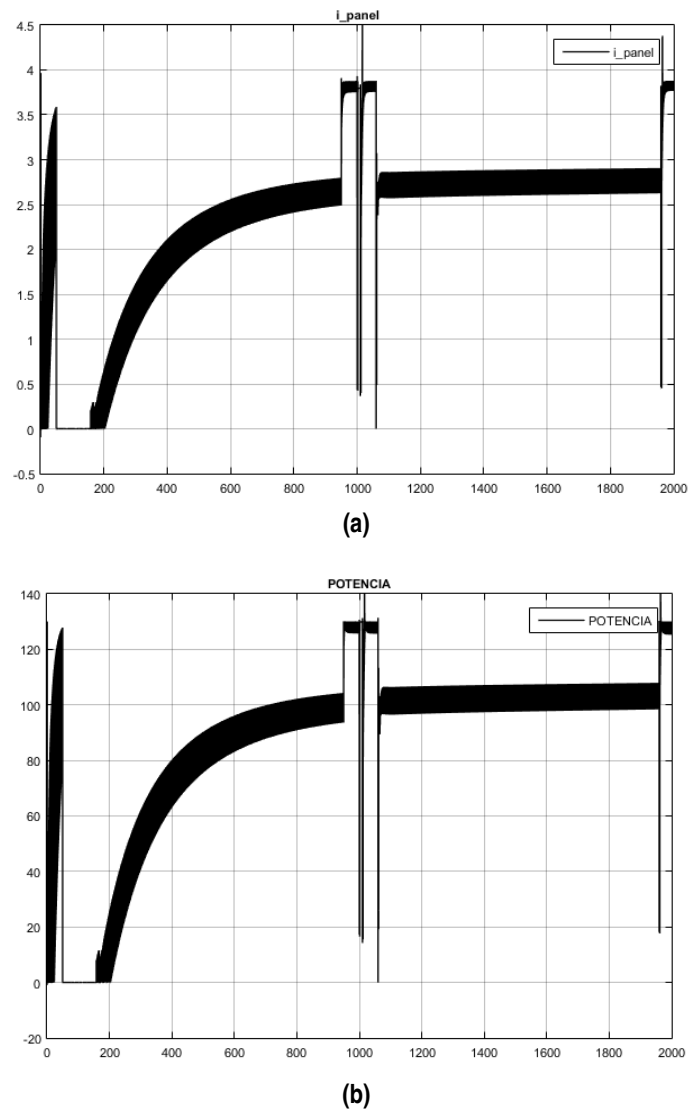


Figura 5.4 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida del panel. Intensidades en A (amperios).

La tensión e intensidad, tanto de entrada como de salida del convertidor se indican en la Figura 5.5. Se puede comprobar el cambio de tensión que realiza el convertidor. Este aumento de tensión hace necesario una caída de la corriente de salida. El valor de 40A, 20A por motor, es aproximadamente el valor usado durante el cálculo de los regímenes permanentes del motor

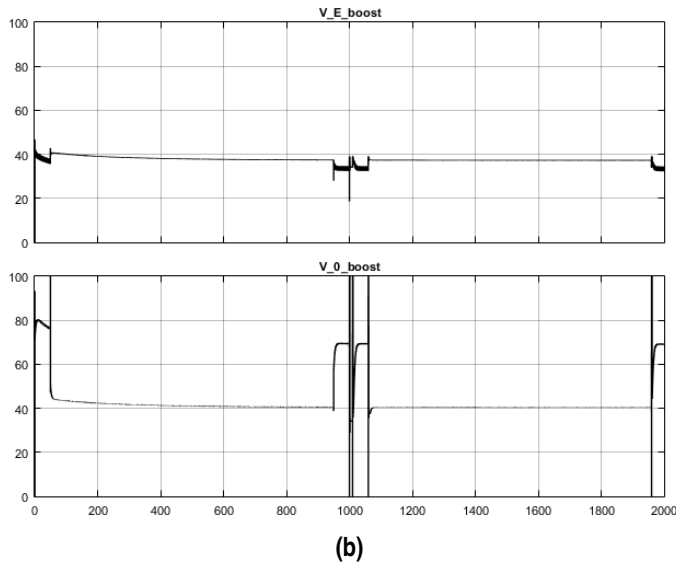
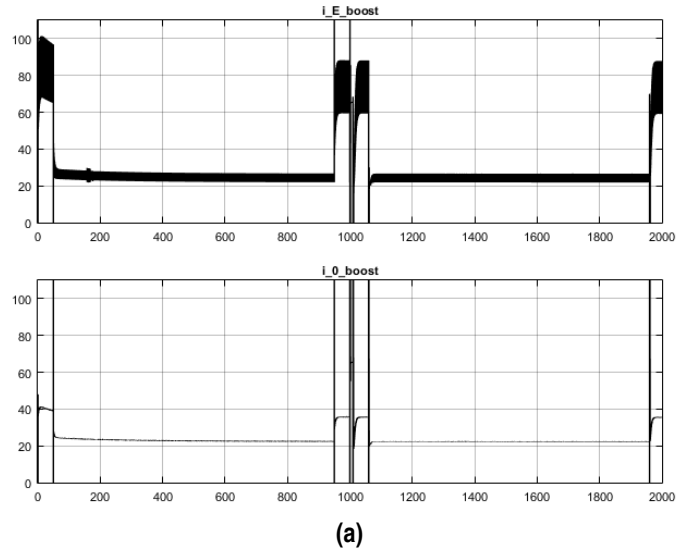


Figura 5.5 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios).

5.2 Estudio del espacio y peso disponible para el sistema de potencia.

Según los valores iniciales de los que se parte en el diseño del sistema de potencia, el peso y volumen disponibles para el sistema son $5.1798kg$ y $0.00245m^3$. Según se ha dispuesto en la sección [] de este capítulo, el espacio y peso total del sistema de baterías, incluyendo al sistema de control PCM/BMS, son los expuestos en la tabla Tabla 5.1.

Tabla 5.1 Datos del sistema de baterías.

Parámetro	Masa (kg)	Volumen (m^3)
Baterías	0.988	4.9469e-4
BMS	0.18	9.4486e-5
TOTAL	1.168	5.8918e-4
Porcentaje del total disponible	22.549	24.04

Los datos para el sistema BMS se han extraído de [36] siendo el modelo elegido el HCX-D328. Esta placa electrónica es la que mejor se ajusta a las especificaciones de volumen e incluye los disipadores, esenciales para estos sistemas de gestión dadas las altas intensidades que se alcanzan en la descarga. El fabricante no detalla la masa del sistema, por ello se ha recurrido a aproximarlos para otro modelo extraído de [35] con similares características aunque dimensiones algo mayores. Por tanto, se está sobredimensionando el sistema BMS respecto del peso necesario. El sistema BMS usado en el capítulo anterior se requiere para disposiciones complejas y de mayor capacidad que la utilizada en esta simulación. Se intenta simplificar este sistema para reducir la masa y el volumen que ocupa en el montaje final.

Considerando las dimensiones presentes en el Anexo B para las pilas de la empresa Aerostak, la única pila de combustible que puede colocarse en el espacio disponible es el modelo AST01-01 de 200W. El espacio ocupado por este sistema es de $1.61784e-3m^3$ que representa el 66.03% del espacio total disponible para el sistema de potencia. Su masa es de $0.65kg$ con todo el equipo necesario para comenzar a funcionar, lo que representa el 12.54% de la masa total disponible.

En el sistema solo falta determinar el nivel de hibridación a usar, es decir, que cantidad de hidrógeno se va a usar. Como se puede extraer del estudio teórico en la Tabla 3.1, cuanto mayor es el nivel de hibridación del sistema, el peso disminuye si se mantiene la potencia específica de los sistemas de pilas de combustible y la energía específica de las baterías. La escalabilidad de ambos sistemas permite suponer esos valores como constantes por lo que se debe intentar aumentar al máximo la cantidad de energía suministrada por la pila de hidrógeno, es decir, cargar el máximo de hidrógeno posible en la aeronave. Por otra parte, el espacio y masa disponibles en el sistema es limitado. El hidrógeno (junto con el tanque que lo contiene) solo puede tener una masa de $3.3622kg$ y ocupar un volumen de $0.2429l$ lo que representa el 64.91% de la masa total y el 9.91% del volumen total disponible.

En el caso de la restricción por volumen, considerando una presión media de $300bar$ en los tanques (véase como ejemplo los presentes en el Anexo B), y asumiendo el comportamiento de gas ideal del hidrógeno almacenado en dichos tanques, la masa de hidrógeno máxima que puede cargarse en la aeronave es $5.9310g$.

Para determinar la masa de hidrógeno máximo dado por la restricción en masa es necesario determinar la relación entre la masa de hidrógeno y la del tanque que lo contiene. Usando los tanques a $300bar$ del Anexo B se ha realizado una regresión lineal para hallar el valor aproximado de volumen que corresponde al peso total límite de $3.3622kg$. El resultado, que se incluye en la Figura 5.6, indica que ese tanque tendría un volumen de $5.6081l$ y podría contener $136.88g$ de hidrógeno.

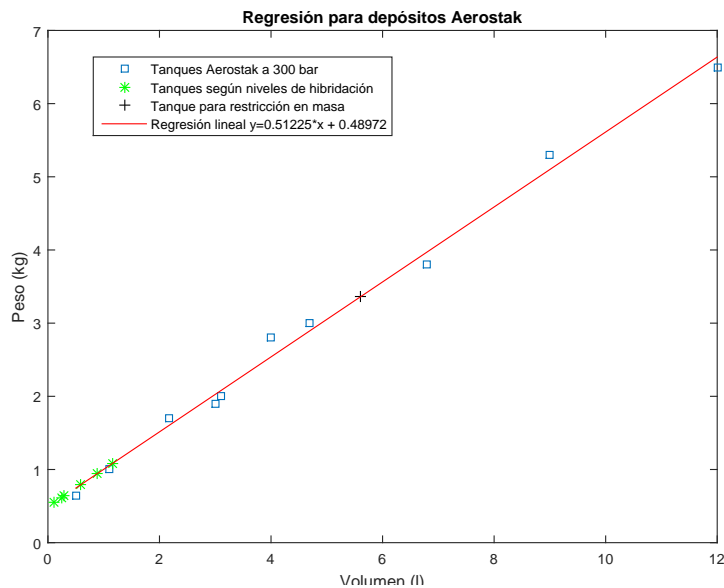


Figura 5.6 Datos para tanques de hidrógeno de la empresa Aerostak.

Por tanto, la restricción en volumen es la que marca el límite de hidrógeno que se puede llegar a

embarcar en la aeronave. El máximo de hidrógeno es $5.9310g$. Esta cantidad de hidrógeno implica una energía teórica de $200.12Wh$, es decir, una hibridación del 20.839%.

5.3 Simulación del sistema híbrido completo. Control por histéresis. Consumo de hidrógeno ajustado a espacio disponible.

En esta sección, dado que la pila utilizada tiene un voltaje de funcionamiento inferior a $36V$, se hace necesario la colocación de un convertidor para la pila de combustible. Además se incluye un regulador de flujo para mantener los flujos nominales en cada uno de los regímenes de funcionamiento. La disposición del sistema de admisión y de la propia pila aparece en la Figura 5.7. Las resistencias que modelan los dos regímenes de funcionamiento se regulan mediante tres señales booleanas: **act_fc** indica la activación de la pila, **act_fcmax** indica régimen de máxima potencia y **act_fcm** indica parada por falta de combustible (combustible agotado). La disposición del bloque de cargas se indica en la Figura 5.8 y Figura 5.9.

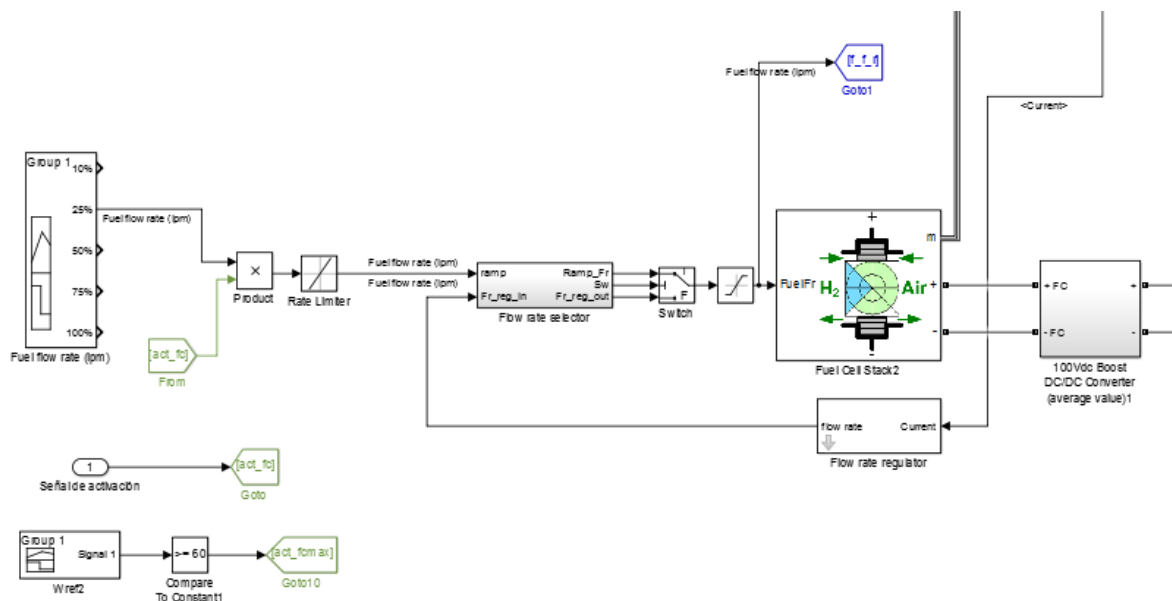


Figura 5.7 Disposición de la pila de combustible, el regulador y el sistema de admisión.

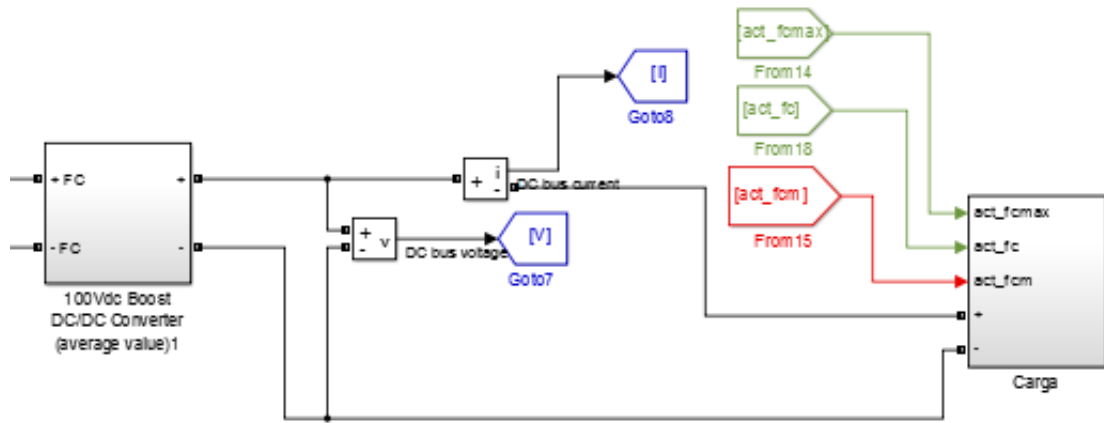


Figura 5.8 Disposición de las cargas a las que alimenta la pila de combustible.

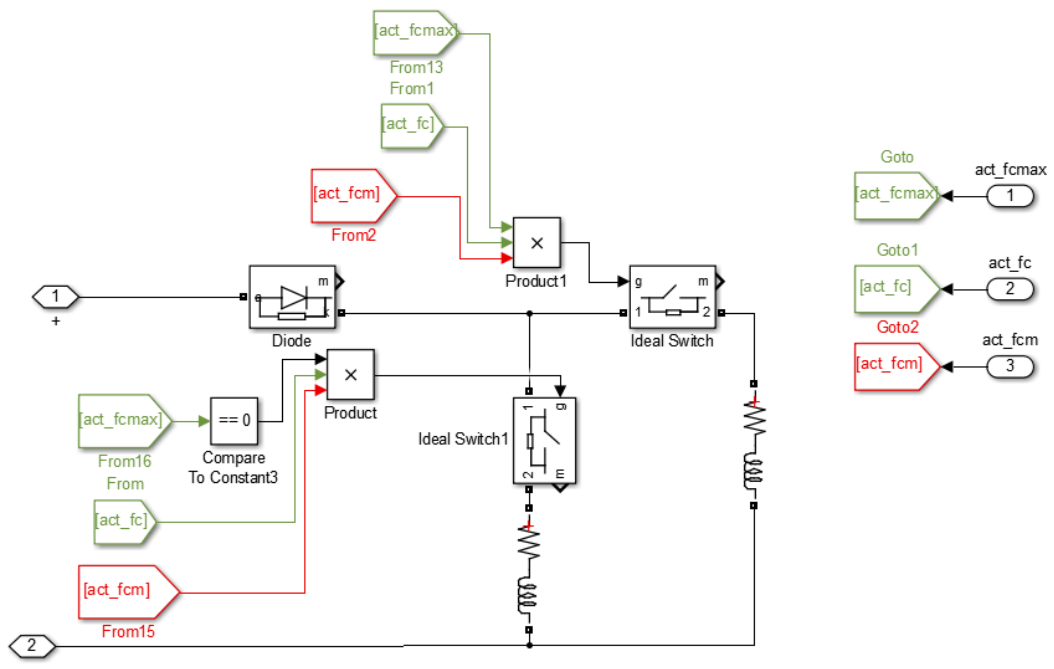


Figura 5.9 Disposición interna de las cargas a las que alimenta la pila de combustible.

En esta configuración, las tres fuentes de energía se montan en paralelo. Las tres funcionan a un voltaje de 36V con lo que se consigue la suma de las intensidades proporcionadas por los sistemas a la red. La pila de combustible se mantiene parada hasta que las baterías disminuyen su estado de carga por debajo del 90%. Llegados a ese punto, se introduce una señal de encendido en la pila de combustible que comienza a consumir hidrógeno. Tras un periodo de adaptación se llega al punto de producción seleccionado. La selección del nivel de potencia de la pila (nominal o máximo) se realiza automáticamente tras el encendido. Si el encendido se ha producido en una situación de despegue o aterrizaje, el sistema funcionará al nivel de potencia máximo de pico para la pila. Los fabricantes especializados en pilas de combustible permiten seleccionar esta potencia de pico

para adaptarse a los intereses del proyecto, aunque los valores suelen ser del 10% superior a la nominal. Si el encendido se ha producido durante la fase de crucero de la aeronave, la potencia que se selecciona es la nominal de la pila.

Por su parte los paneles solares funcionan de manera autónoma en el sentido de que no reciben señales de control. Su configuración es un aporte más de intensidad al sistema. Es posible que se use para la alimentación de pequeños sistemas o sistemas esenciales con poca demanda energética ($\approx 120W$). En esta primera simulación se ha elegido una irradiancia constante durante toda la misión de $1000 W/m^2$, situación admisible en horas centrales del día para los meses de verano.

Los parámetros usados son los finales a los que se llega en el capítulo 4 durante las simulaciones con resistencia variable. Se añaden los valores de carga expuestos en ese mismo capítulo. Los resultados que se extraen de la simulación para las intensidades y voltajes del convertidor son los que aparecen en la figura Figura 5.10. Los valores que definen la dinámica del motor son los expuestos en la Tabla 5.2.

Tabla 5.2 Datos de motor. Extraído de: [17].

Parámetro	Valor
Inercia (kgm^2)	0.014
Amortiguamiento viscoso ($N/(rad/s)$)	8e-05
Resistencia interna (Ω)	0.327
Inductancia (L)	1.71e-03
Constante de potencial electromotriz [Back EMF Constant] ($V/(rad/s)$)	0.848932
Constante de torque (Nm/A)	0.848932

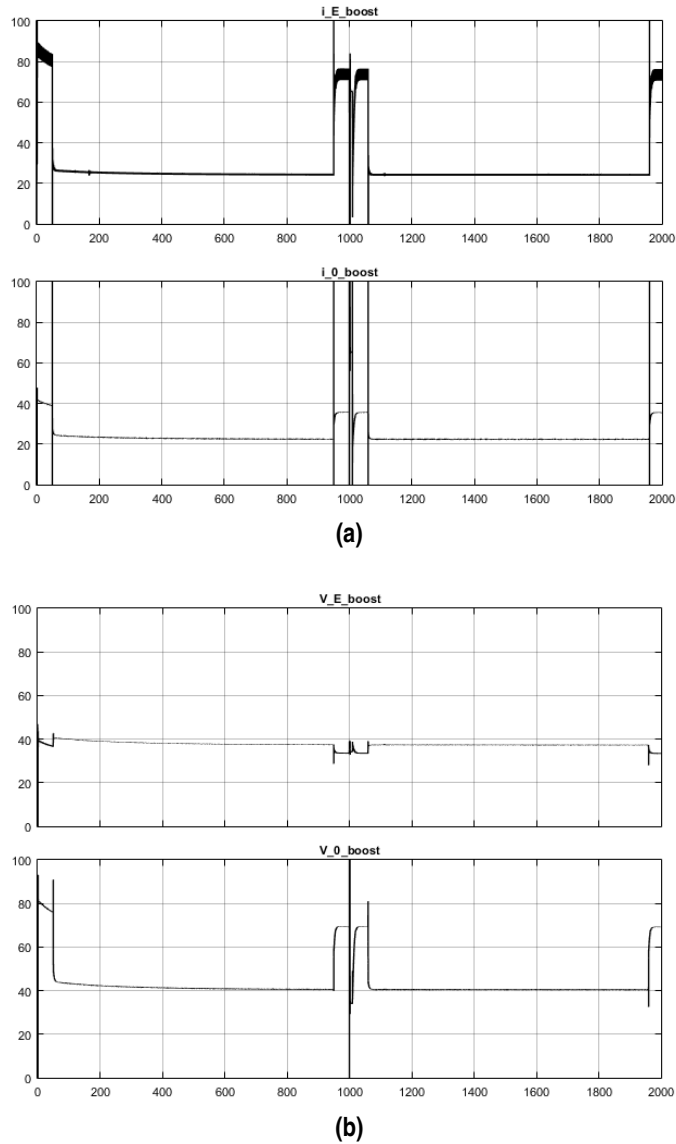


Figura 5.10 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios).

Pueden observarse las variaciones de intensidad de entrada al convertidor. Esto se debe, a la frecuencia del controlador PWM usado, 500 Hz, que se antoja suficiente para el estudio que se está realizando. Aumentando este parámetro y reduciendo la inductancia y conductancia del convertidor se reduciría el ruido de la señal medida pero el tiempo de simulación aumentaría.

La señal al inicio de la simulación se representa en Figura 5.11. Como se puede ver, el convertidor cambia la tensión de forma apreciable. Los cambios de la tensión en los bornes de entrada (bornes de salida de la batería) son mínimos, prácticamente nulos. Es necesario destacar el encendido de la pila de combustible a los 25.4619 segundos del comienzo. Hecho que puede comprobarse en la Figura 5.12 donde aparece el perfil de intensidad de salida de la pila.

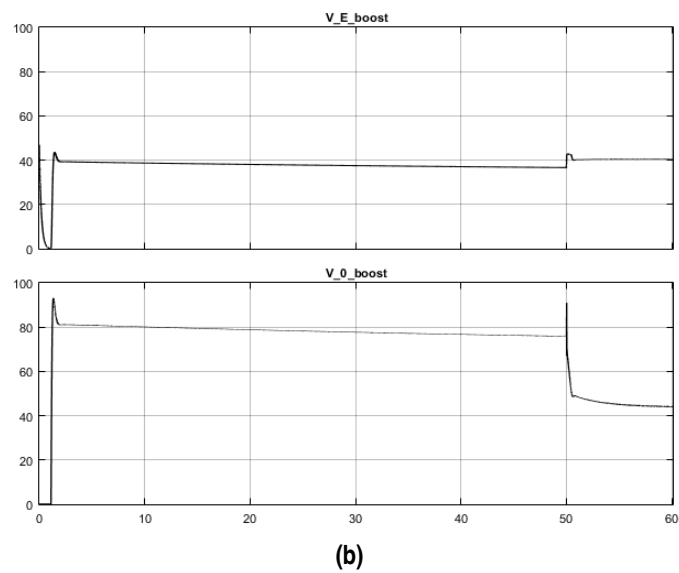
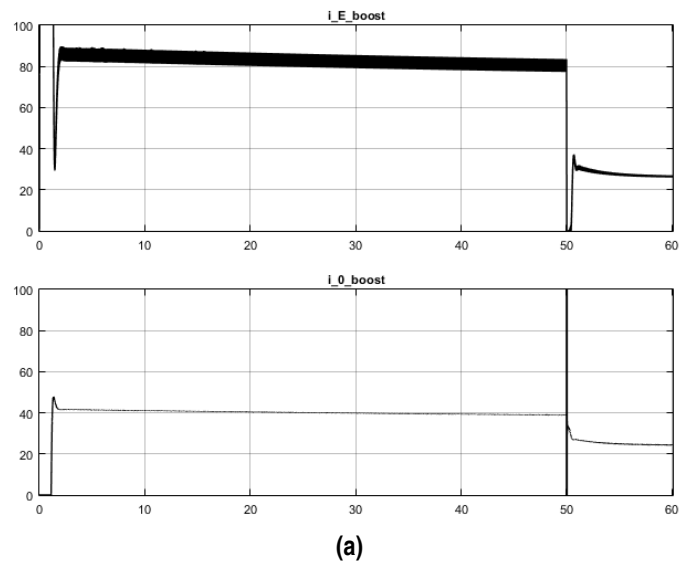


Figura 5.11 Parte inicial de simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios).

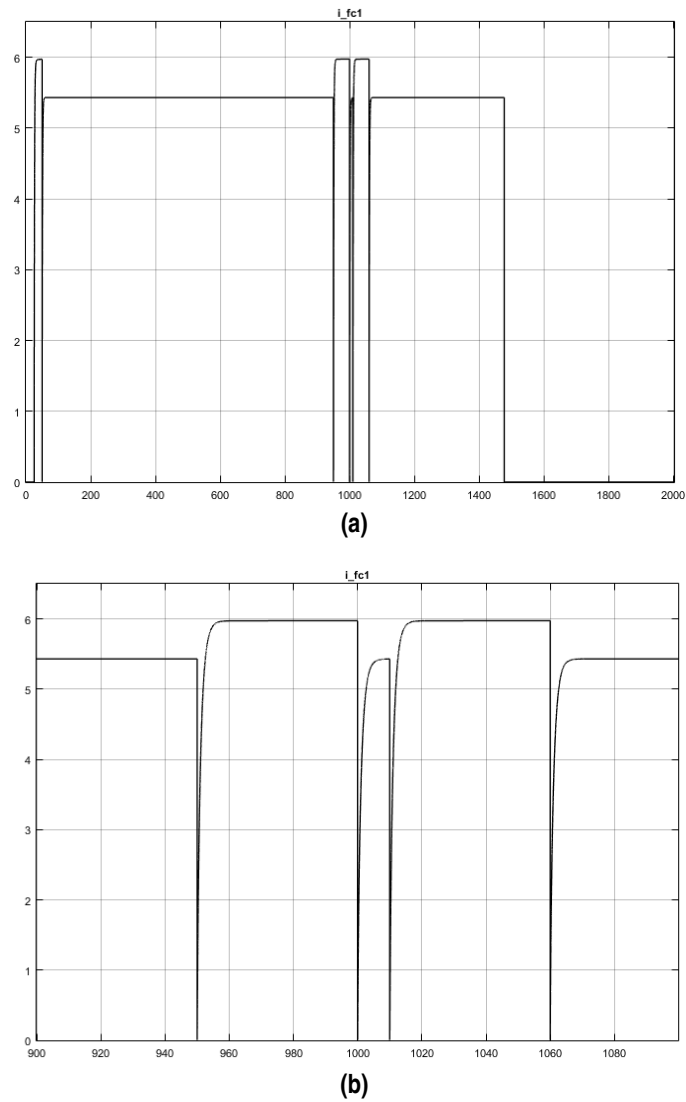


Figura 5.12 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en A (amperios) .

Se incluyen además en la Figura 5.13 el consumo de combustible de la pila. En la Figura 5.14 se incluyen los valores de funcionamiento de la pila.

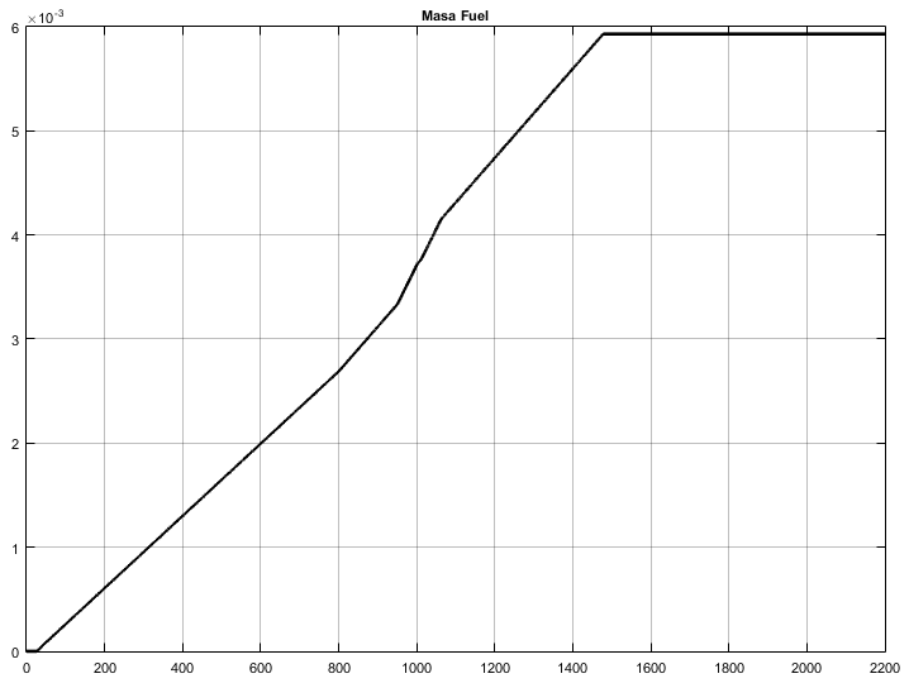


Figura 5.13 Consumo de hidrógeno en la pila de combustible.

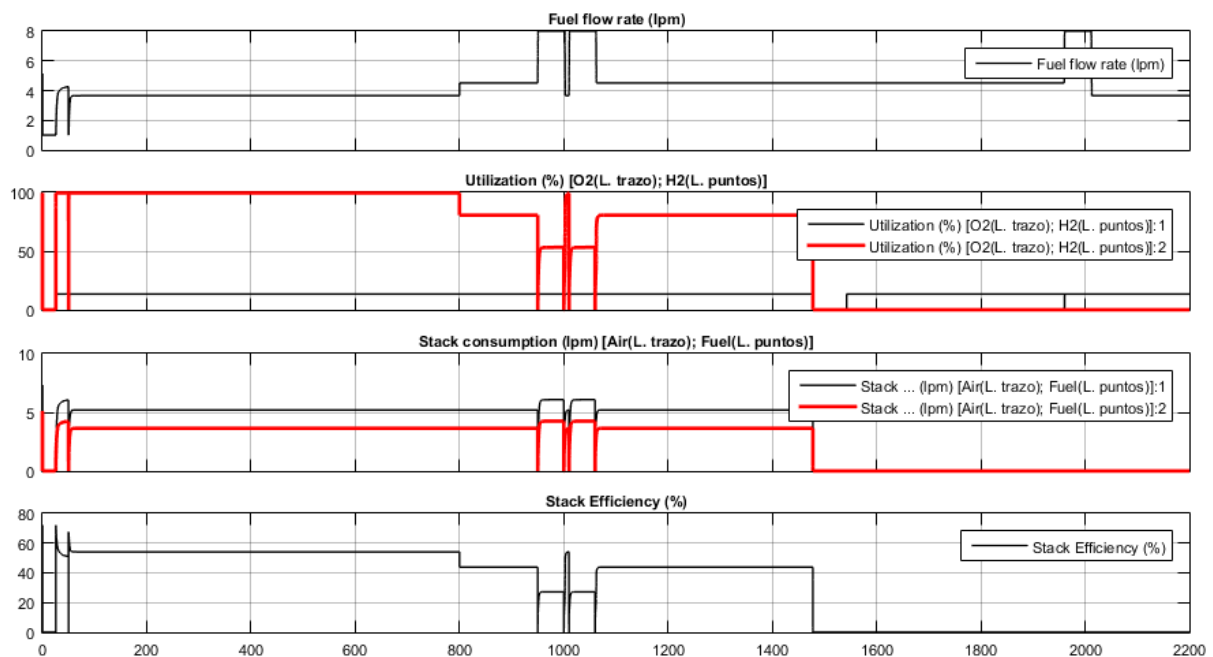


Figura 5.14 Magnitudes de funcionamiento de la pila de combustible.

En este caso se ha usado una sola pila de combustible cuyo gasto de hidrógeno es de 5.9310 gramos, es decir, la masa de combustible máxima que puede ser embarcada según las restricciones de volumen total disponible. El perfil de consumo usado para llegar a ese valor aparece en la Figura 5.20. En relación al panel, hay que destacar que el aporte de potencia que da al sistema es como se esperaba, su carácter de potencia constante y de baja intensidad eléctrica es coherente con los datos técnicos expuestos. Es necesario entender que este sistema se ha supuesto que recibe una irradiancia alta ($1000W/m^2$) durante todo el vuelo. Asumiendo el despegue vertical y un crucero

sin maniobras complejas esta situación ideal se mantiene pero la inclinación de los paneles es una variable que influye fuertemente en su capacidad de generación eléctrica. Los resultados del panel para esta simulación se exponen en Figura 5.15. La tensión es la misma que la de las otras fuentes ya que la conexión es en paralelo.

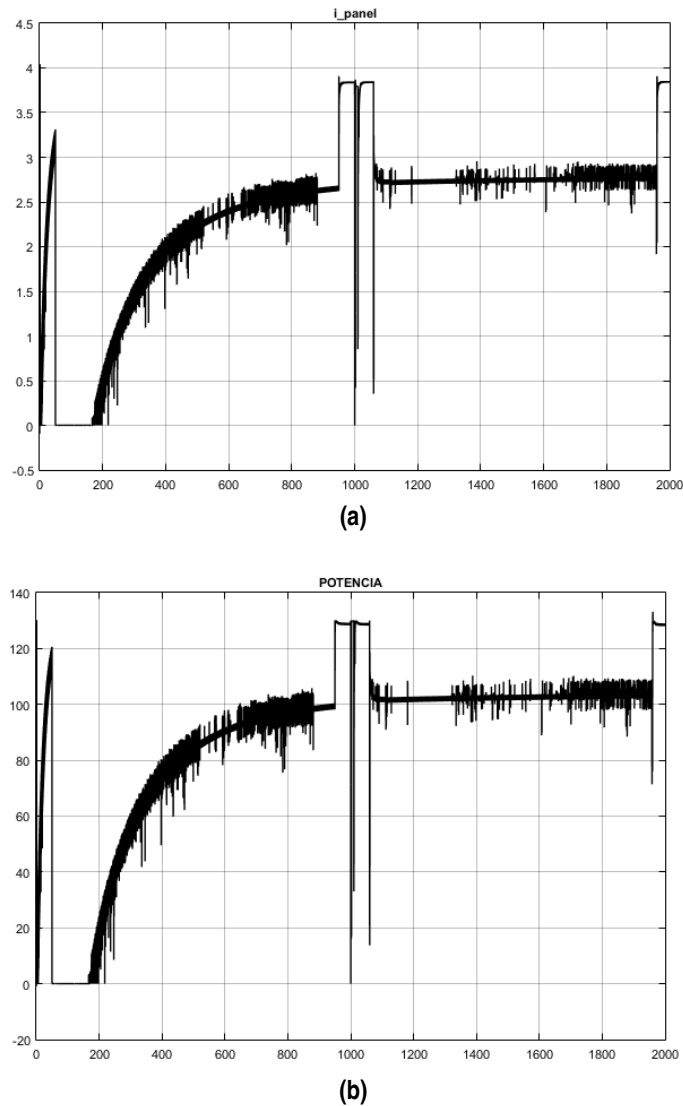


Figura 5.15 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida del panel. Intensidades en A (amperios).

Es conveniente ver la evolución del estado de las baterías. En la Figura 5.16 se incluye el nivel de SOC durante toda la simulación. Este sufre pequeñas variaciones de su pendiente (variaciones del ritmo de descarga) pero puede comprobarse como la pila no es capaz de llegar a cargar las baterías. Esto se debe a la alta intensidad de descarga necesaria. Hay que recordar que los parámetros del motor que se han usado en esta simulación son para un motor de mayores dimensiones que el usado en un proyecto de estas características aunque sí consume la potencia teórica estimada para la misión. Si se compara con el nivel de SOC de la configuración con solo baterías (5.16b), puede comprobarse como el nivel de descarga de las baterías para un grado de hibridación del 20.839% es un 5.72% mayor que para la configuración de solo baterías (grado de hibridación del 0%).

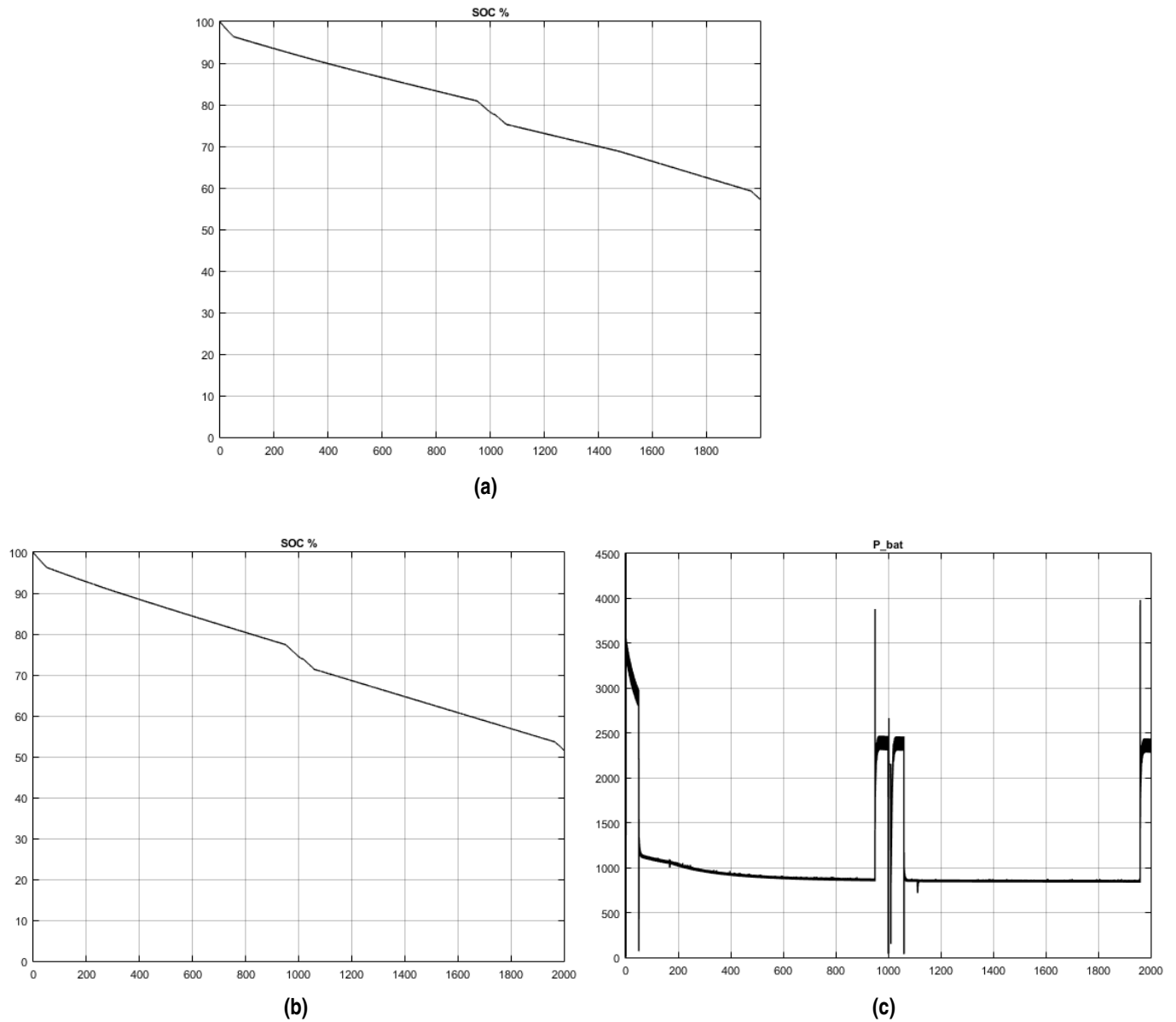


Figura 5.16 Mediciones de SOC para (a) hibridación 20.839% y (b) hibridación 0%.

Las mediciones de intensidad, voltaje y potencia de descarga de las baterías aparecen en la Figura 5.17.

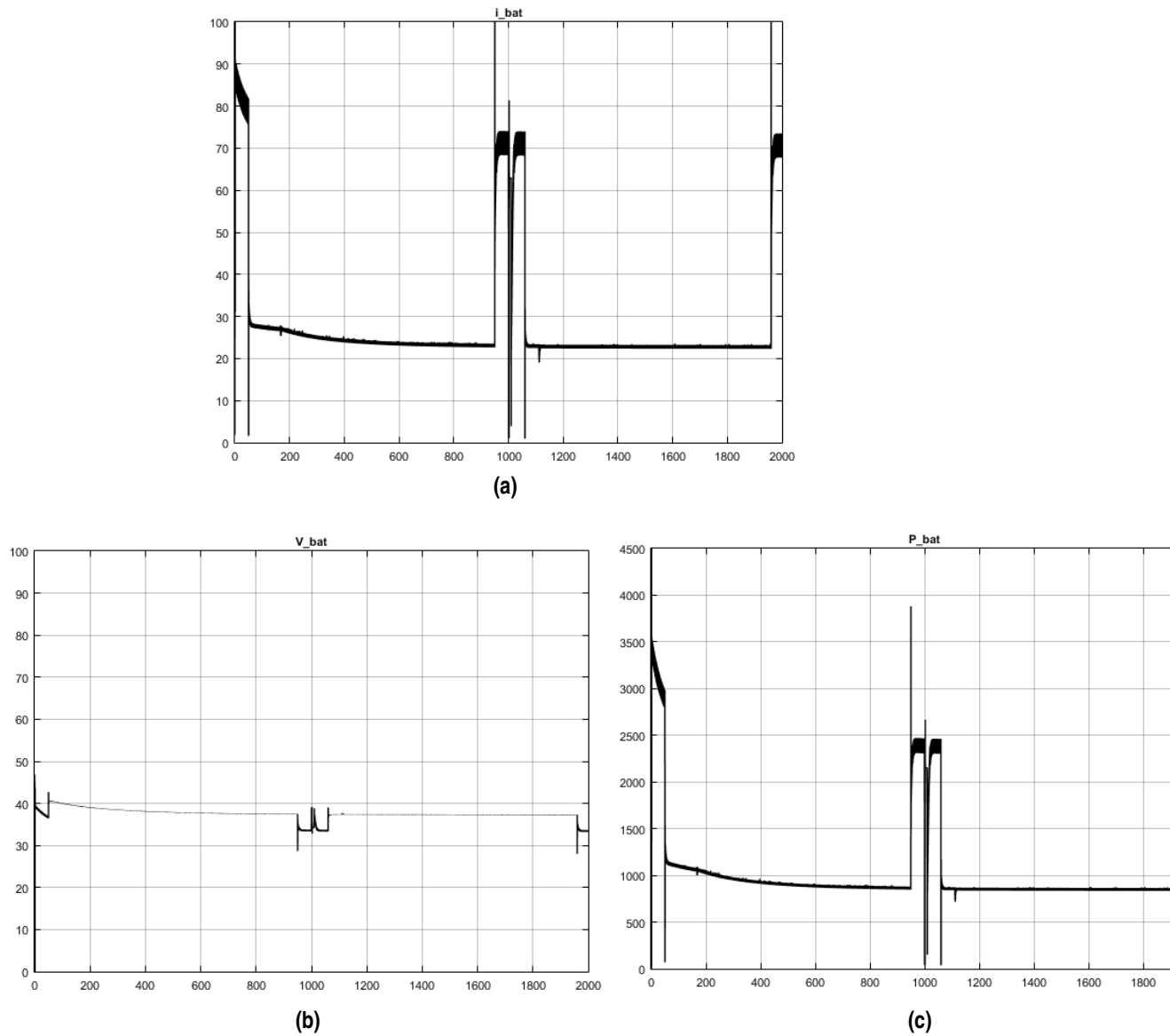


Figura 5.17 Simulación para control por histéresis. Magnitudes de descarga de la batería. Intensidades en A (amperios), tensión en V (voltios), potencia en W (vatios).

Por último, es útil comprobar el modelo de motor y los resultados que pueden extraerse de la simulación. A grandes rasgos, se distinguen perfectamente los dos regímenes de trabajo, los tramos de crucero y aterrizaje/despegue. Se incluyen además 3 figuras ampliadas en las zonas de cambio para comprobar la dinámica del modelo.

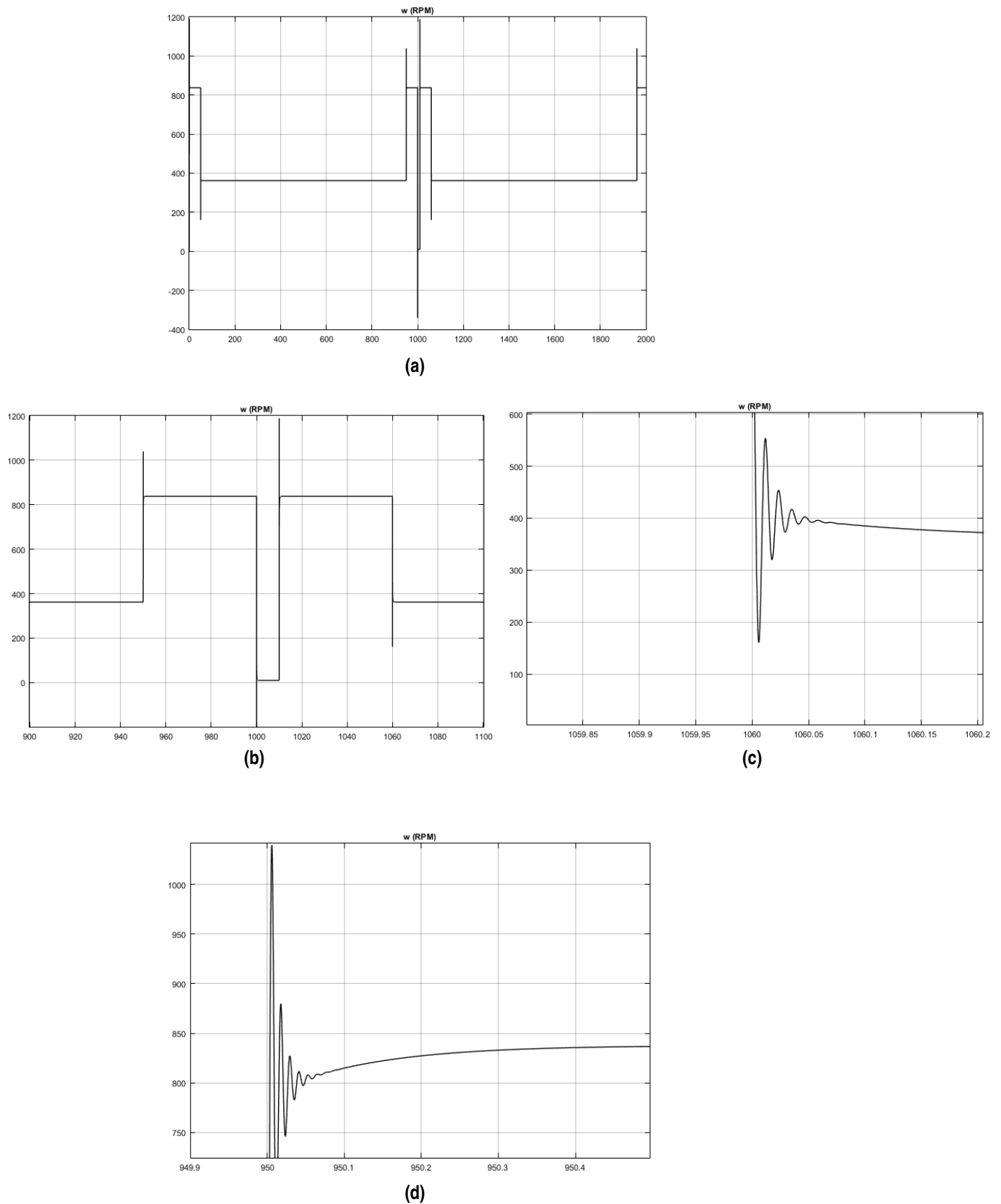


Figura 5.18 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Dinámica de los motores.

5.4 Análisis de sensibilidad.

En este apartado se estudia la sensibilidad del sistema respecto a una extensión de la misión debido a razones meteorológicas (viento en contra) o de desviación de la ruta. Independientemente de las razones concretas, se toma la hipótesis de un aumento del tiempo de misión en un 10%. Dada esa posibilidad se simulan los 2200 minutos produciéndose resultados similares en las magnitudes de intensidad, tensión y potencia de los paneles, las baterías y el convertidor a los expuestos en la sección anterior.

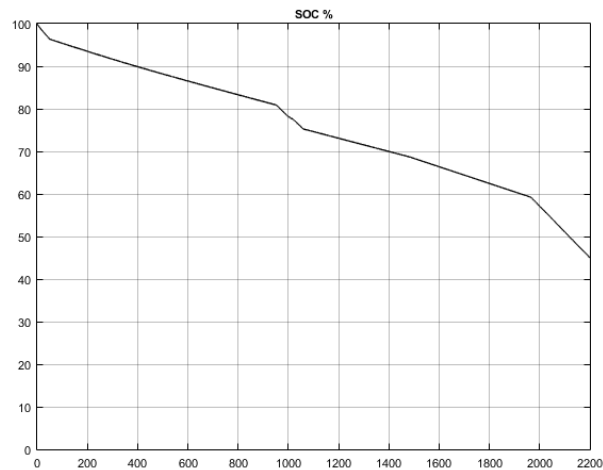


Figura 5.19 Nivel de carga para una misión de 2200 segundos con aporte de pilas de combustible..

Merece especial atención el resultado del nivel de carga (SOC). En este caso, si por ejemplo se realiza la misión con solo las baterías y surge un imprevisto durante ésta, es posible encender la pila de combustible para alargar la autonomía de la batería. En este caso, al haberse usado una pila de baja potencia, para que el efecto del suplemento de la pila se pueda detectar y se efectivo, es necesario adelantar su encendido. De esta forma la pila funciona como un aporte de bajos picos de potencia durante largos periodos de tiempo. Su aporte es unas tres veces mayor al de los paneles solares ($66.6Wh$) pero con la ventaja de no depender tanto de las condiciones meteorológicas. Por ejemplo, en una situación de viento en contra debido a una tormenta, con los paneles solares no solo se tendría el problema del aumento del tiempo necesario de misión sino que además, se perdería el aporte adicional de energía. Esto provocaría que la aeronave debiese cargar con peso de parte del sistema de potencia (paneles) sin uso durante una situación delicada de falta de energía.

5.5 Distintos grados de hibridación.

Para tener una mejor idea de los resultados de la hibridación se incluye el perfil de consumos para las distintas posibilidades de hibridación que se están estudiando en la Figura 5.20. En la Tabla 5.3 se indican los valores numéricos exactos extraídos tras la simulación. Para obtener los valores de consumos se ha supuesto que el ratio de hidrógeno (lpm) en las fases VTOL (aterrizaje/despegue) es de valor similar sea cual sea el nivel de hibridación, $14lpm$ que es valor máximo de la pila de combustible usada para extraer los datos técnicos para la configuración. Además la presión de entrada de combustible a la pila es la usada en la fase teórica, 0.7 bar , al igual que la presión del oxígeno, 1 bar . En esta sección se ha querido probar la posibilidad de montar una pila de mayor potencia $1000W$ para comprobar si sería posible la recarga de las baterías en vuelo.

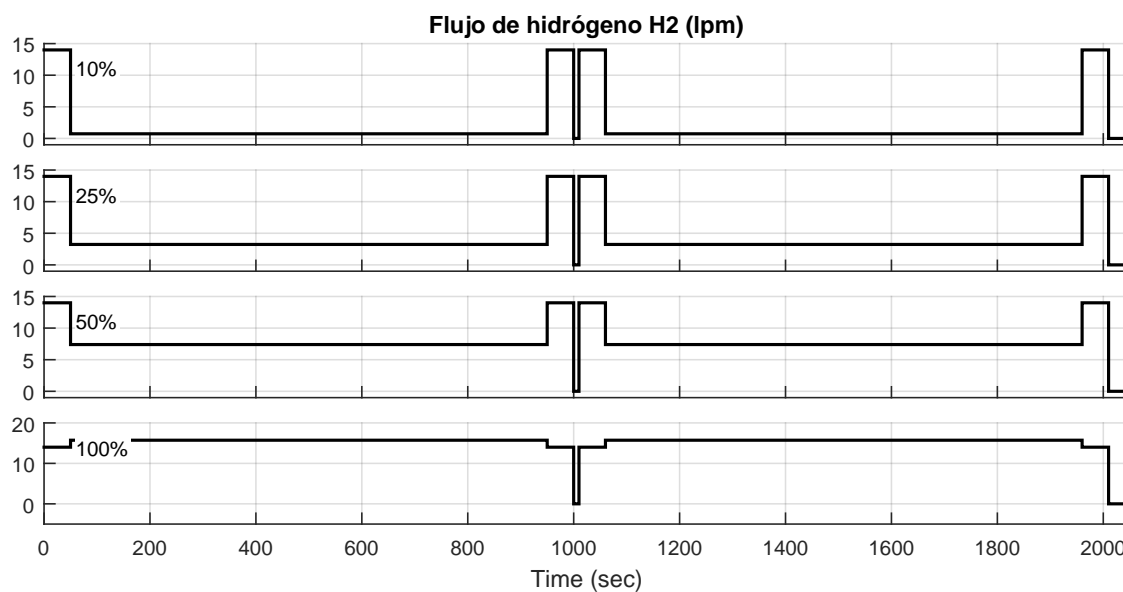


Figura 5.20 Consumo de hidrógeno para los distintos grados de hibridación.

Tabla 5.3 Datos de baterías. Extraído de: [9].

Hibridación (%)	M. H ₂ (g)	Ratio VTOL (lpm)	Ratio cruceo (lpm)
10	2.687	14	0.7325
25	5.559	14	3.2313
50	10.34	14	7.3959
75	15.17	14	11.5605
100	19.96	14	15.7251

5.6 Control por histéresis. Determinación del nivel de consumo que permite la recarga de baterías.

Es necesario determinar el nivel de consumo mínimo que permite la recarga de baterías. Para ello se decide usar un consumo constante a lo largo de toda la simulación durante los periodos de encendido de la pila. Para varias simulaciones, los niveles de SOC a lo largo del tiempo vienen descritos en la Figura 5.21.

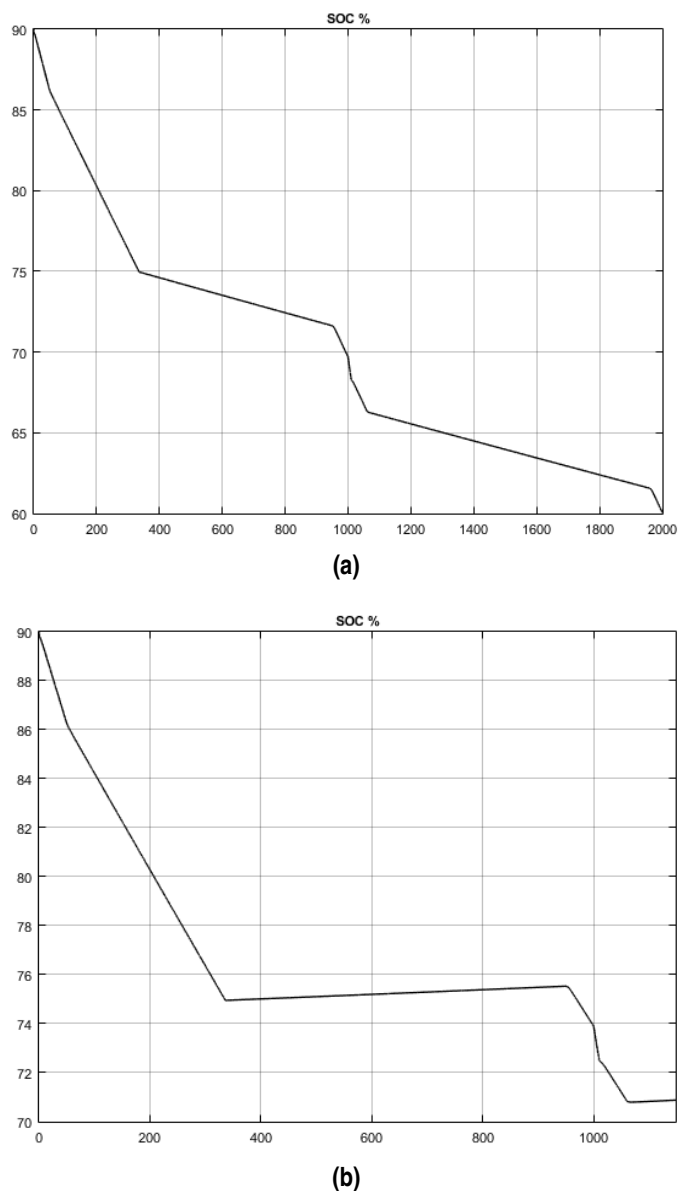


Figura 5.21 Diferentes evoluciones de SOC para distintos consumos: (a) 10 lpm; (b) 12 lpm.

Como puede observarse, es necesario un consumo superior a 11 lpm para conseguir comenzar a cargar la batería durante el periodo de crucero, se asume que durante los periodos de aterrizaje/despegue la intensidad es demasiado alta como para intentar cargar las baterías.

5.6.1 Simulación con recarga del baterías.

Para un consumo de 14 lpm se ha realizado una simulación completa cuyos resultados de nivel de SOC aparecen en la Figura 5.22. El consumo total de hidrógeno durante toda la misión es de 41.92 g, aunque es necesario indicar que el nivel de carga de las baterías permitiría continuar volando durante 25 minutos más, aproximadamente, es evidente la elevada diferencia respecto a los valores calculados teóricamente, Tabla 3.3. Es decir, para llegar a cargar la batería se debe usar una cantidad mayor de hidrógeno que la calculada para un reparto equitativo del nivel de hibridación hecho. El resultado es coherente, si se razona que las pilas de combustible tienen que alimentar los motores y, además, cargar las baterías, la energía usada va a ser mayor que los 990 Wh estimados en un comienzo.

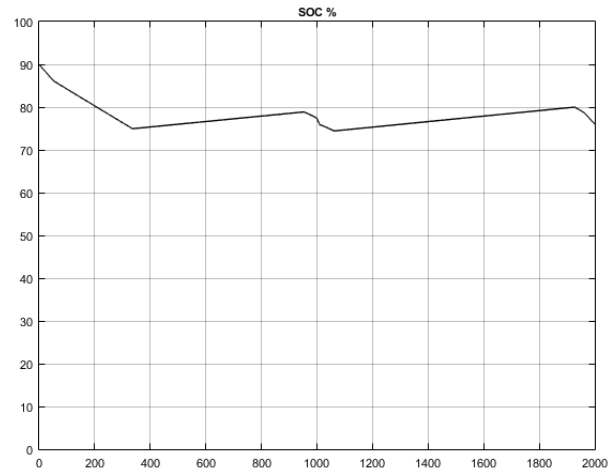


Figura 5.22 Estado de carga de las baterías durante la simulación.

Los valores de tensiones y corrientes de entrada y salida del convertidor en esta simulación se exponen en la figura Figura 5.23. Como se puede observar el funcionamiento no es distinto a las anteriores simulaciones por lo que el sistema alimenta correctamente a las cargas.

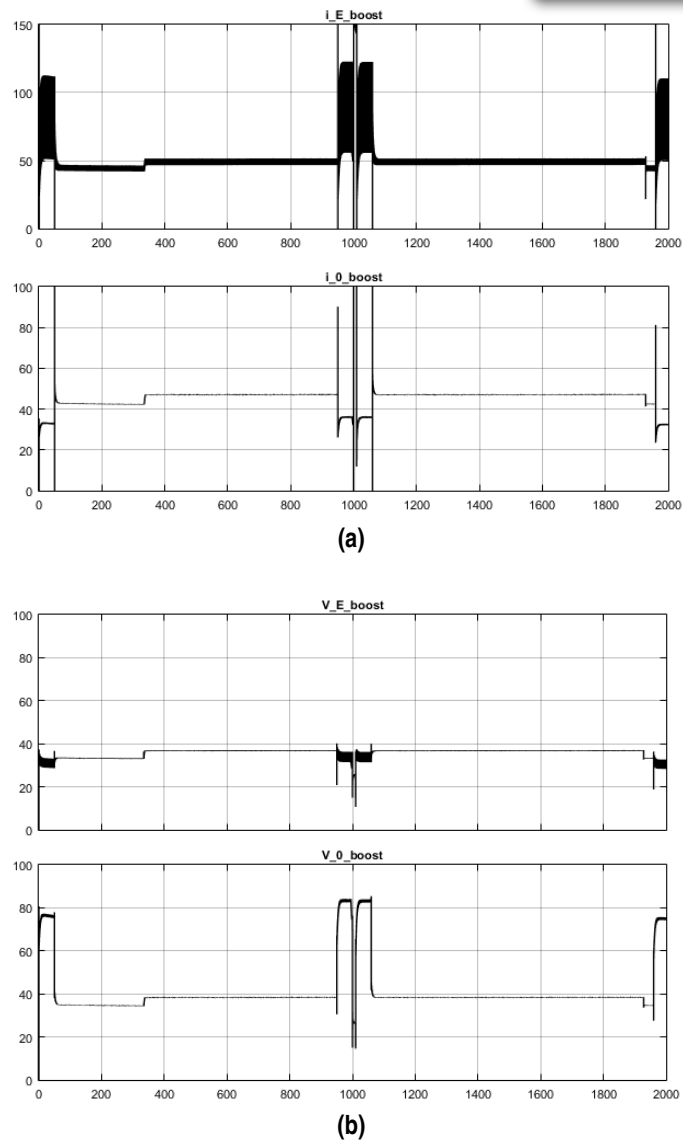


Figura 5.23 Simulación para control por histéresis. Configuración final. Intensidad y voltaje de entrada ($i_{E_{boost}}$, $V_{E_{boost}}$) y salida ($i_{0_{boost}}$, $V_{0_{boost}}$) del convertidor. Intensidades en Amperios, tensión en Voltios.

Las magnitudes propias del sistema de baterías se recogen en la Figura 5.25. Resultado de configurar las baterías con los parámetros representados en la Figura 5.25. Puede verse como el nivel de intensidad decrece a valores de -7 A a través de la batería durante los periodos de carga. Según el fabricante de las baterías usadas para el modelo, la intensidad máxima de carga de las baterías es de unos 10 A para una carga rápida por lo que los resultados son coherentes con los parámetros reales de los componentes. En los parámetros de la configuración de baterías para esta simulación puede observarse como el número de baterías se ha reducido considerablemente. Por tanto, los valores de esta configuración de baterías pueden resumirse en los expuestos en la ??.

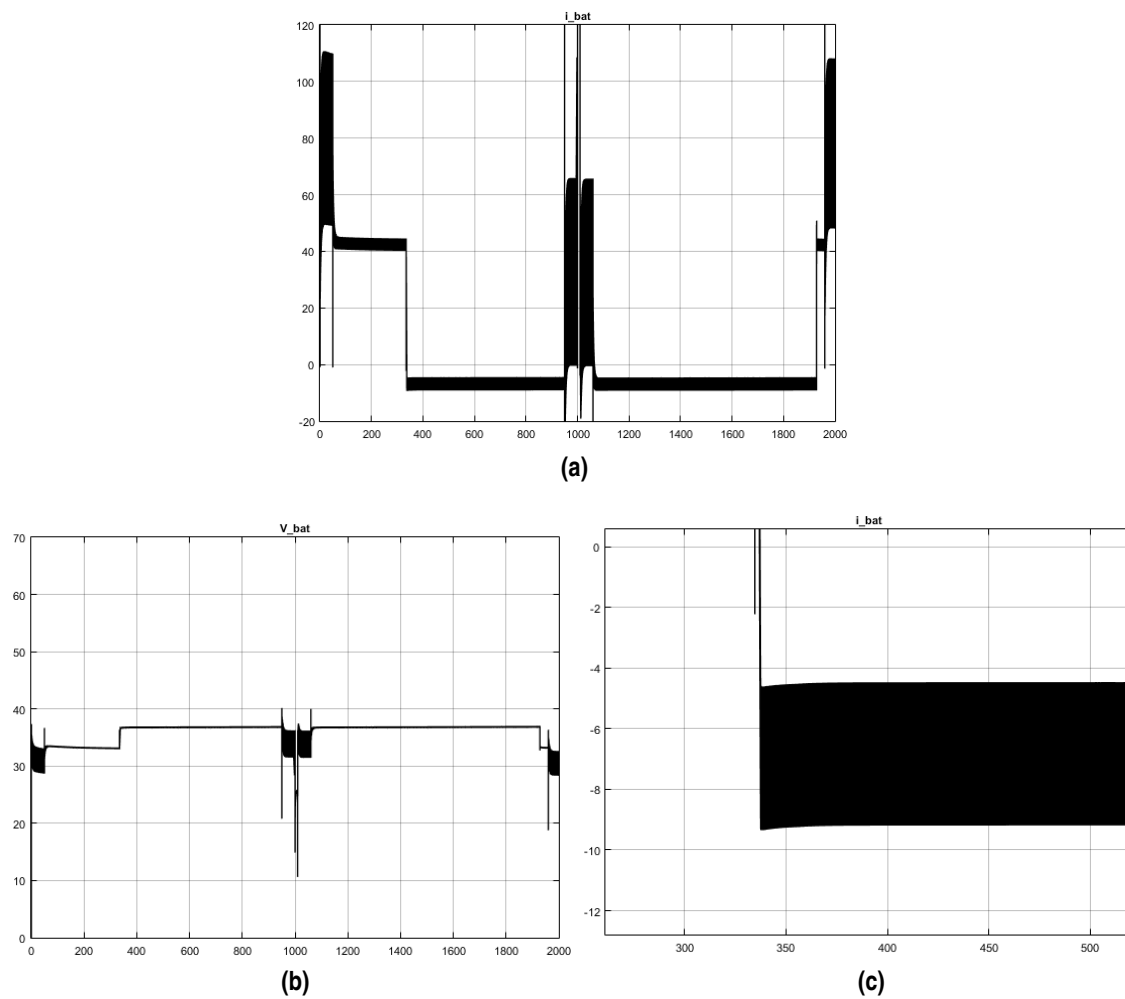


Figura 5.24 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en Amperios.

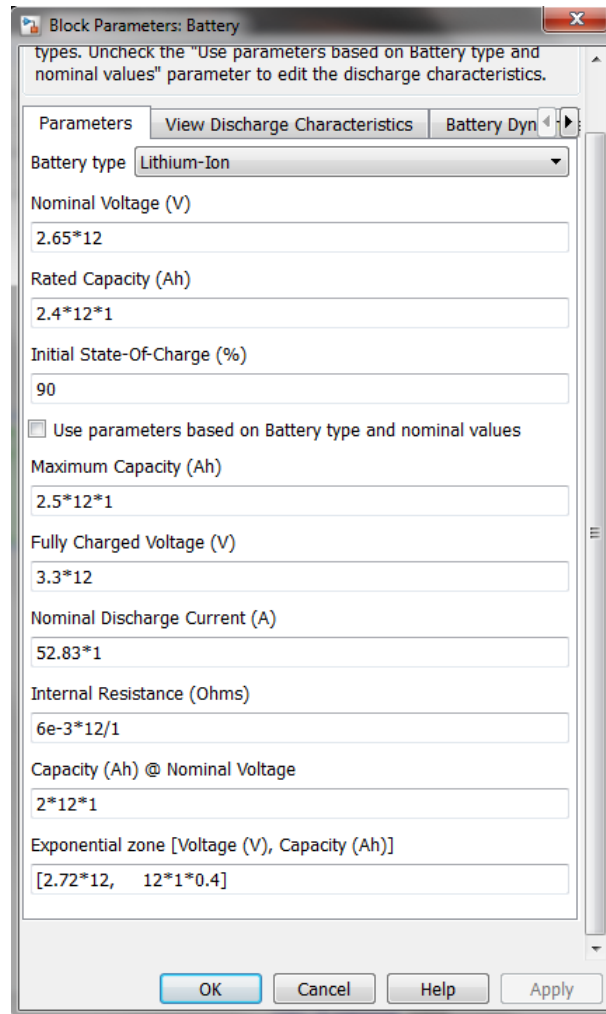


Figura 5.25 Estado de carga de las baterías durante la simulación.

Tabla 5.4 Datos de baterías. Extraído de: [9], [8], [10].

Nombre	ANR26650M1-B
Celdas en serie (módulo)	12
Módulos en paralelo	1
Capacidad (Ah)	30
Resistencia interna ($m\Omega$)	72
Masa (kg)	0.912
Volumen ocupado (m^3)	4.5663e-04
% Volumen ocupado	18.64
Voltaje máximo (V)	39.6
Intensidad máxima (A)	52.83
Intensidad pico (A)	120

Es necesario también calcular los valores característicos del sistema BMS que se necesita para esta configuración de baterías. Se puede usar un sistema similar al de la sección anterior. Por lo que su peso rondaría los 180g y su volumen sería de $9.4486e-05m^3$.

Respecto al conjunto de pilas de combustible, los parámetros de configuración aparecen en la Figura 5.26. Se han utilizado dos pilas para hacer frente a las intensidades de suministro de las

cargas. Los resultados de intensidades de salida se presentan en la Figura 5.27, además se ha decidido incorporar las gráficas de funcionamiento interno de la propia pila con información sobre su comportamiento durante la misión, Figura 5.28.

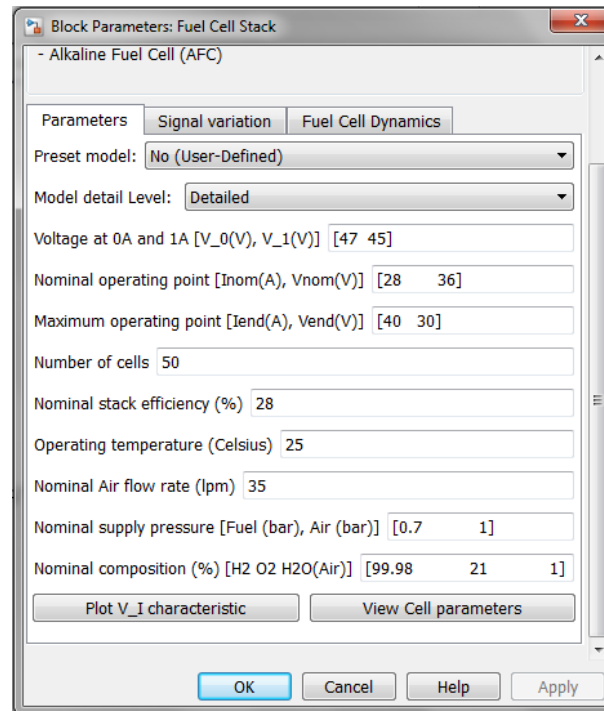


Figura 5.26 Parámetros de configuración para la pila de combustible.

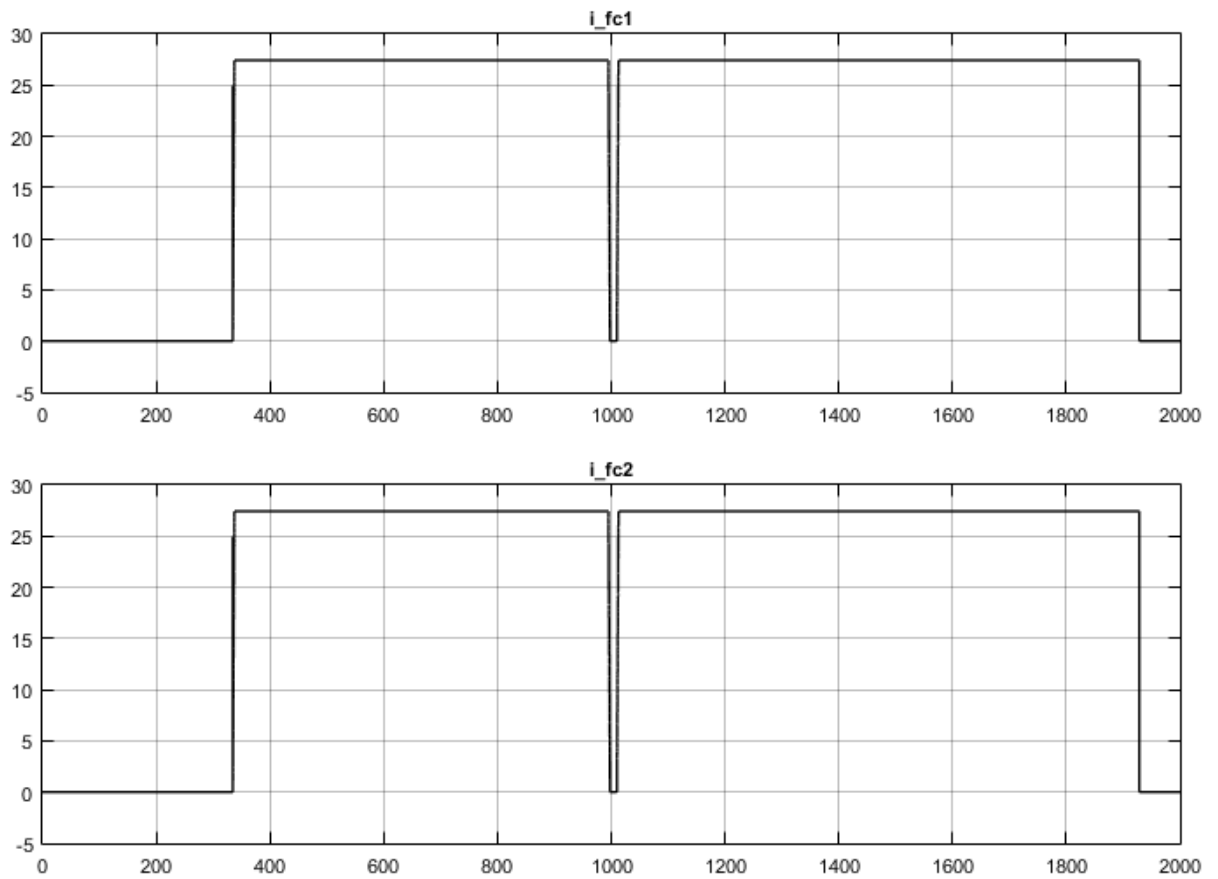


Figura 5.27 Salida de corriente de las pilas de combustible.

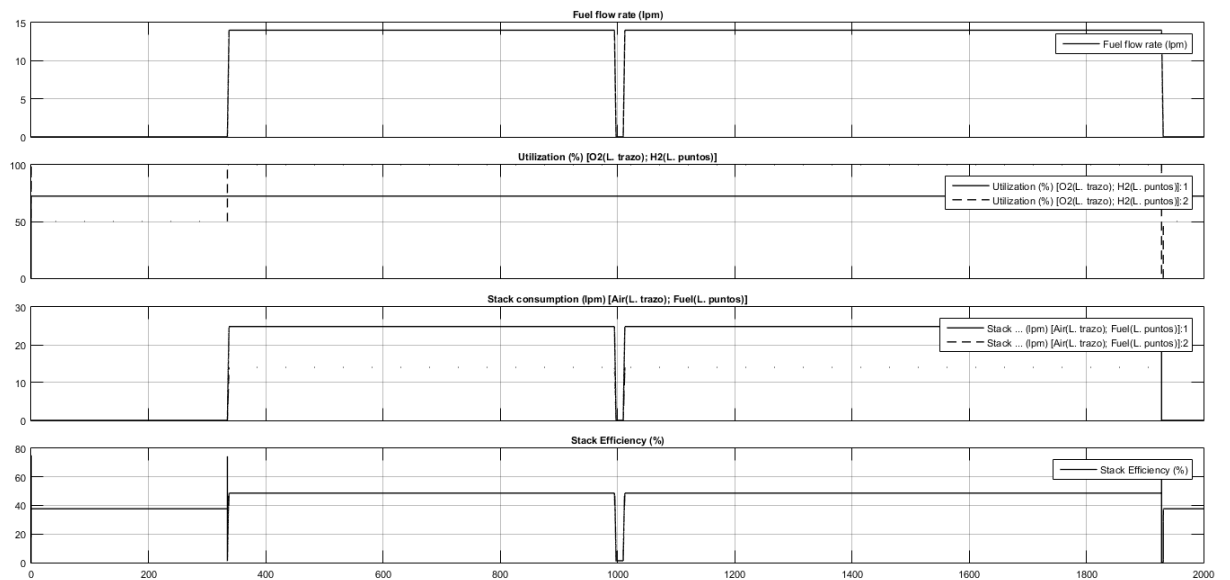


Figura 5.28 Variables internas de funcionamiento de la pila de combustible.

Es posible realizar un cálculo aproximado del peso y volumen del sistema de pilas de combustible. Asumiendo los valores descritos en el Anexo B, el peso total de ambas pilas de combustible es de 4.5 kg, usando el modelo A-1000 de Aerostak. Además, si se calcula el volumen de hidrógeno necesario se tiene que el combustible ocupa 1.71l a 300bar o 2.57l a 200bar. Con los ejemplos de depósitos de

material compuesto de la empresa Aerostak se puede elegir un depósito LC 2.17-30A de 2.17l a 300bar. El peso aproximado de este modelo en vacío es de 1.7kg. Si a se une el peso del regulador de presión a la salida, 0.175kg, el peso total del sistema de pilas de combustible asciende a 6.4169kg. La mayor parte de ese peso lo provoca la necesidad de dos pilas para llegar a intensidades adecuadas en el circuito.

El volumen que ocuparían las pilas y el depósito de combustible es de $0.014235m^3$ lo que supera en más de 5 veces el volumen disponible para baterías.

En total, los pesos y volúmenes del sistema híbrido se exponen en la Tabla 5.5.

Tabla 5.5 Datos de BMS. Extraído de: A.2.

TOTAL masa (kg)	7.6929
TOTAL volumen (m ³)	0.01565

Se adjuntan por último los valores de giro de los motores, ajustados a los regímenes estimados como sucede en las otras estimaciones.

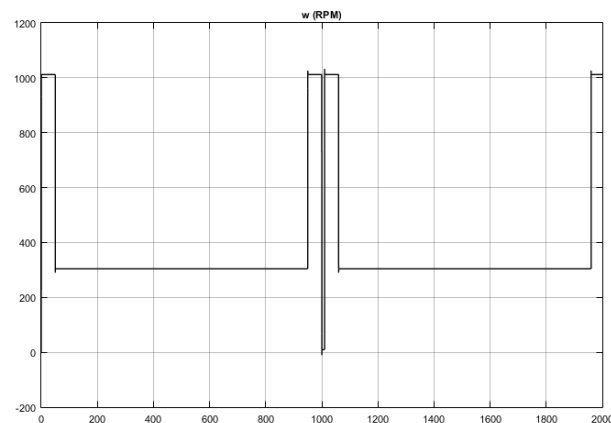


Figura 5.29 Régimen de giro del motor.

5.6.2 Efecto del motor.

Dadas las evidencias de la importancia de la intensidad que recorre el circuito en la estrategia de control, se ha decidido realizar un cambio de motor. Este cambio se debe a que los requerimientos de intensidad vienen impuestos mayoritariamente por los parámetros del motor, es una unidad de elevadas dimensiones aunque de la potencia requerida. Para comprobar esta teoría se realiza un cambio de los parámetros del motor y se usan los del modelo EC-4pole 32 de la empresa Maxonmotor®, [16]. Los parámetros de este motor se resumen en la Tabla 5.6. Para equiparar las potencias, 480W por unidad EC-4pole 32, se ha decidido colocar 8 motores, en la configuración de la Figura 5.30. Cada módulo de 4 motores en serie equivale a uno de los 2 motores del diseño actual de la aeronave, en términos de potencia.

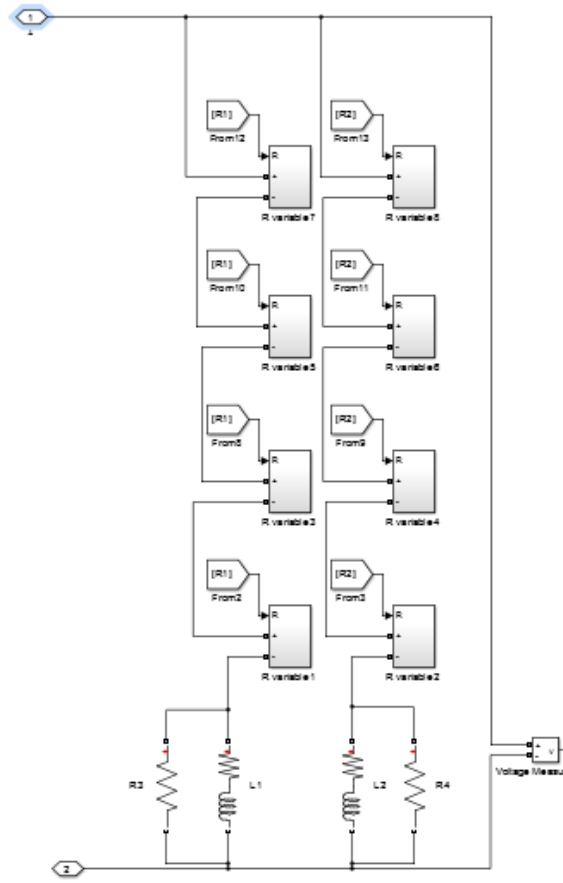


Figura 5.30 Disposición de los motores. Dos módulos de 4 unidades EC-4pole 32 en serie.

Tabla 5.6 Datos de motor. Extraído de: [16].

Parámetro	Valor
Inercia (kgm^2)	1.4e-05
Amortiguamiento viscoso ($\text{N}/(\text{rad/s})$)	4.9223e-03
Resistencia interna (Ω)	1.01
Inductancia (L)	0.298e-3
Constante de velocidad [Back EMF Constant] ($\text{V}/(\text{rad/s})$)	0.0707
Constante de torque (Nm/A)	0.0705

Realizando la simulación con este cambio se consigue un funcionamiento de las baterías resumido en la Figura 5.31.

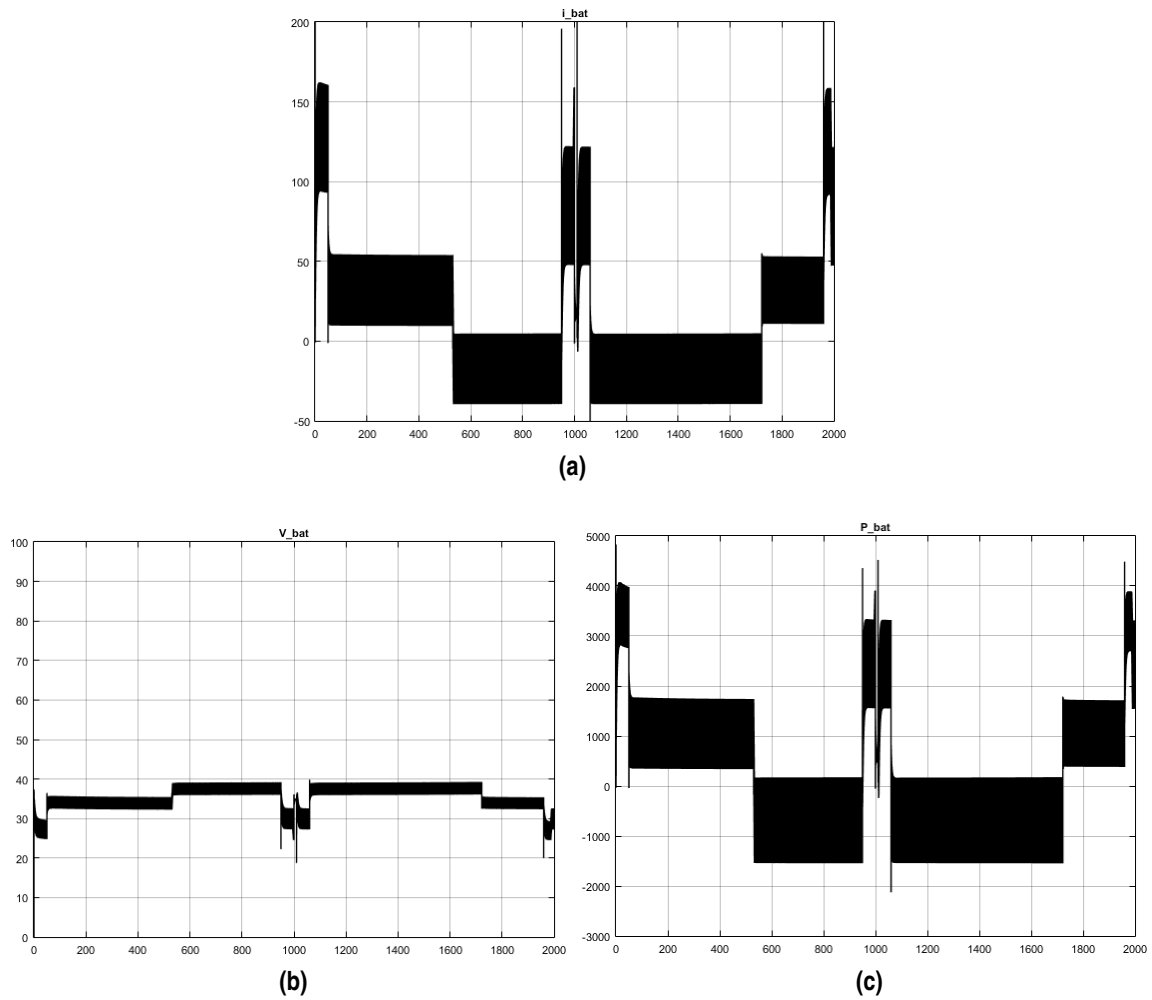


Figura 5.31 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Batería. Intensidades en Amperios, tensión en Voltios y potencia en Vatios.

Los valores de las pilas de combustible se resumen en la Figura 5.32.

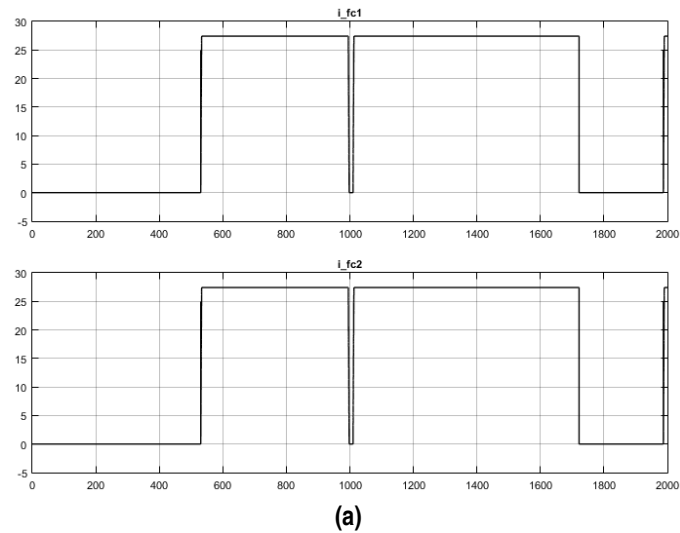


Figura 5.32 Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en Amperios.

Como puede extraerse de los resultados, las intensidades necesarias para hacer frente al funcionamiento de los motores podrían ser cubiertas por una sola pila de combustible por lo que el peso se reduciría en $2.25kg$ y el volumen se reduciría en $0.00603m^3$.

6 Conclusiones.

6.1 Sistema de potencia elegido.

Tras los diversos razonamientos realizados y las simulaciones para comprobarlos, se ha llegado a una configuración de sistema híbrido en la que los distintos aportes de las tres fuentes de energía se especifican en la Tabla 6.1.

Tabla 6.1 Datos de baterías. Extraído de: [9].

Sistema	Energía (Wh)	% Energía	Potencia media (W)	Masa total (kg)	Volumen total (m ³)
Baterías + BMS	760.16	79.161		1.168	5.8898e-04
Pila de combustible (PEMFC)	200.12	20.839	200-220	1.0749	1.8612e-03
Paneles solares			126.72 (Ir=1000Wh/m ²)	0.05509 (solo cé-lulas)	-

En este caso, el peso del sistema de pilas de combustible se compone de: pila de combustible (0.650kg), tanque de 0.243l (0.6142kg), hidrógeno (5.9310g) y el regulador (0.176kg) que aparece en el Anexo B compatible con los depósitos de Aerostak.

La colocación de la pila de combustible viene motivada por ser un aporte de energía independiente de las condiciones exteriores. Además, la facilidad para cambiar los distintos depósitos permite adaptar ese aporte a la configuración deseada. Por ejemplo, si para situaciones determinadas es necesario alargar la misión a costa de la disminución de la carga útil, es posible usar un depósito mayor que el dispuesto por la hibridación calculada. Esta rápida adaptación a diferentes tipos de misión hacen de la pila de combustible un sistema muy versátil.

Es destacable que las baterías que finalmente se usan tienen una capacidad muy cercana a los valores teóricos que se estiman en este trabajo en un principio, 32.5 frente a los 31.608 calculados inicialmente. Esto quiere decir que la opción de baterías que se ha usado permite ajustar la capacidad a la requerida y no aumentar el sistema en peso y volumen para cumplir los requisitos de tensión. Si se hubieran usado otro tipo de baterías de mayor capacidad por celda, habrían sido necesarias las mismas celdas para tener 36V en el sistema pero la capacidad total habría aumentado y con ella el peso y volumen ocupado por las baterías.

6.2 Opciones frente a cambios de criterios de diseño.

Se ha detectado una característica destacable del sistema, la intensidad de salida de las pilas de combustible. Las intensidades alcanzables por la pila de combustible usada son de entre 0 – 6.1A. Aunque no es una intensidad alta, el alargado tiempo de funcionamiento permite aportar una cantidad importante de energía al sistema. Pero si se requiere un mayor aporte de potencia del sistema de pila de combustible, definitivamente, existe la necesidad de más espacio volumétrico

para incluir pilas y depósitos de hidrógeno. Si se realizan estos cambios, el vehículo aumentaría su autonomía aunque, evidentemente, el consumo podría aumentar y esto le restaría tiempo de vuelo. Este resultado es coherente con los estudios teóricos previos que indicaban el volumen como una de las problemáticas esenciales a la hora de añadir las pilas de combustible. Se detecta, por tanto, una de las carencias actuales de este tipo de sistemas de potencia. Para vehículos terrestres o marítimos el volumen ocupado por los sistemas es perfectamente asumible pero en una aeronave, donde el aumento de este volumen implica un aumento del área frontal y, por tanto, un incremento de la resistencia aerodinámica, es imprescindible la miniaturización de los componentes.

Una de las soluciones puede ser un cambio en la distribución actual de los sistemas. Algunos modelos actuales de aeronaves con pilas de combustible cargan los depósitos y parte de los componentes en pods bajo las alas como ocurre en el modelo Antares DLR H2 de la empresa DLR expuesto en el capítulo 2.

Apéndice **A**

Baterías comerciales.

A.1 ANR26650M1

+ Nanophosphate® High Power Lithium Ion Cell ANR26650 μ 1-B



A123's high-performance Nanophosphate® lithium iron phosphate (LiFePO₄) battery technology delivers high power and energy density combined with excellent safety performance and extensive life cycling in a lighter weight, more compact package. Our cells have low capacity loss and impedance growth over time as well as high usable energy over a wide state of charge (SOC) range, allowing our systems to meet end-of-life power and energy requirements with minimal pack oversizing.



APPLICATIONS

COMMERCIAL SOLUTIONS

Advanced lead acid replacement batteries for:

- + Datacenter UPS
- + Telecom backup
- + IT backup
- + Autonomously guided vehicles (AGVs)
- + Industrial robotics and material handling equipment
- + Medical devices

GOVERNMENT SOLUTIONS

- + Military vehicles
- + Military power grids
- + Soldier power
- + Directed energy

GRID SOLUTIONS

Versatile, flexible and proven storage solutions for the grid:

- + Frequency regulation
- + Renewables integration
- + Reserve capacity
- + Transmission and distribution

TRANSPORTATION SOLUTIONS

Hybrid, plug-in hybrid and electric vehicle battery systems for:

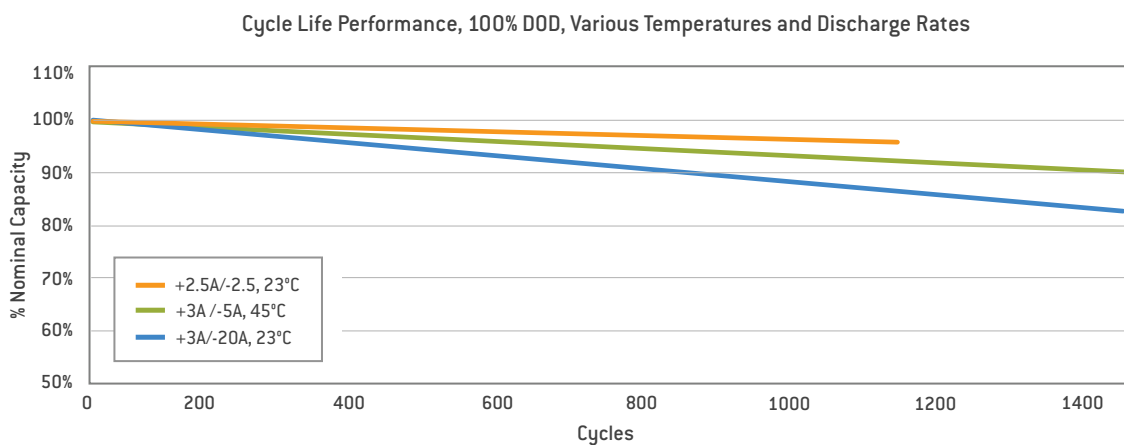
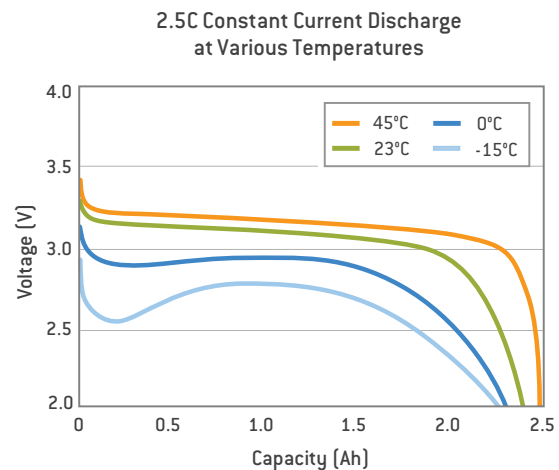
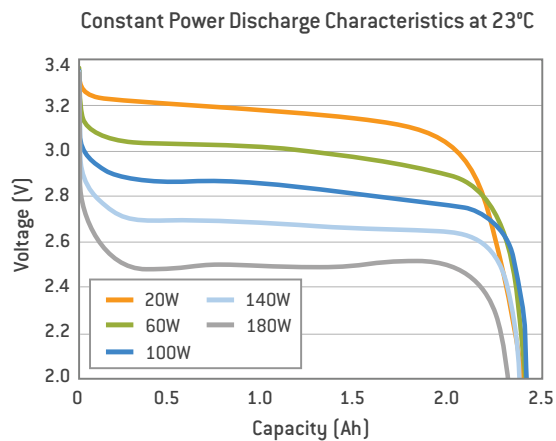
- + Commercial vehicles
- + Off-highway vehicles
- + Passenger vehicles

ANR26650 μ 1-B TECHNICAL DATA

Cell Dimensions	ø26 x 65 mm
Cell Weight	76g
Cell Capacity (nominal/minimum) (0.5C Rate)	2.5/2.4 Ah
Voltage (nominal)	3.3V
Internal Impedance (1kHz AC typical)	6mΩ
Power*	2600 W/kg
Recommended Standard Charge Method	2.5A to 3.6V CCCV, 60 min
Recommended Fast Charge Method to 80% SOC	10A to 3.6V CC, 12 min
Maximum Continuous Discharge	50A
Maximum Pulse Discharge (10 seconds)	120A
Cycle Life at 20A Discharge, 100% DOD	>1,000 cycles
Operating Temperature	-30°C to 55°C
Storage Temperature	-40°C to 60°C

* ~200W as measured by A123 modified HPPC Method @ 23°C, 50% SOC, 10 second discharge

+ Nanophosphate® High Power Lithium Ion Cell ANR26650M1-B



This document represents typical data. Performance may vary depending on use conditions and application.
A123 Systems makes no warranty explicit or implied with this data sheet. Contents subject to change without notice.

CORPORATE HEADQUARTERS

A123 Systems, Inc.
200 West Street
Waltham, MA 02451

www.a123systems.com

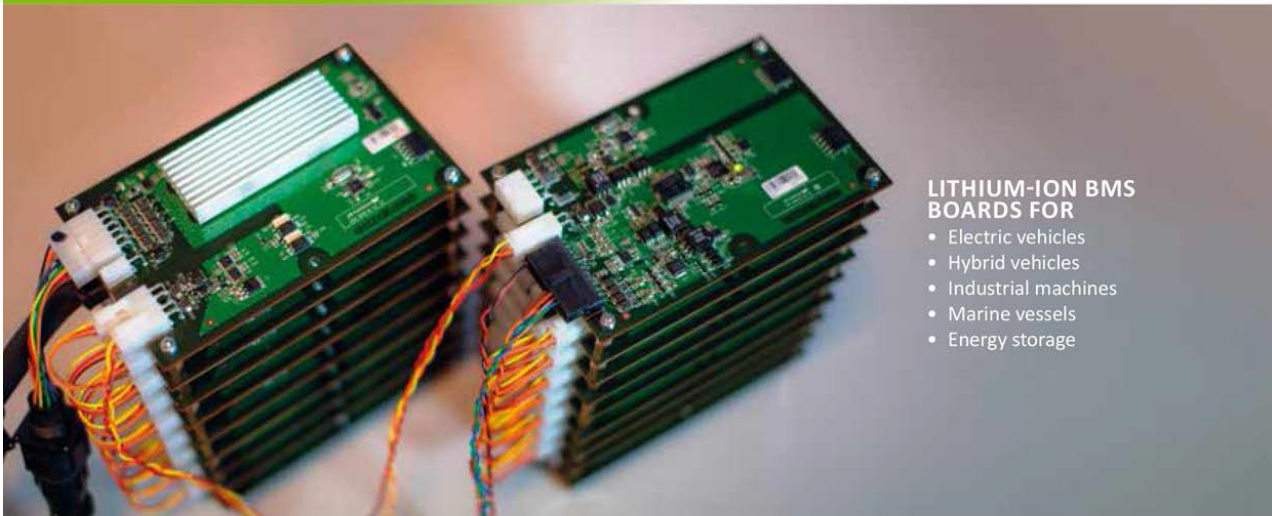


©2012 A123 Systems, Inc. All rights reserved.
MD100113-02

A.2 BMS Renobat

r-BMS

Battery Management System

**LITHIUM-ION BMS
BOARDS FOR**

- Electric vehicles
- Hybrid vehicles
- Industrial machines
- Marine vessels
- Energy storage

INTRODUCTION

The s-BMS is an exceptionally flexible and cost effective Battery Management System for automotive, industrial and stationary battery packs ranging from 12VDC up to 1000VDC. It manages rechargeable lithium batteries of any chemistry and from any battery supplier allowing you maximum battery sourcing freedom.

The system consists of a master board (RMCU) communicating with up to 32 monitoring boards (RMU). Each RMU manages 3–8 cells in series and 2 temperature sensors. The RMCU handles pack level measurements, data logging, application and charger interfaces.

The PC Diagnostic Software provides an intuitive suite of system configuration tools as well as displays for monitoring battery and BMS performance. It allows you to set battery parameters such as limit voltages and temperatures, allowable charge and discharge rates or improve SoC estimation with your own battery model.

To simplify integration CAN frames can be constructed at “Bit level” to broadcast any of the parameters measured and calculated by the s-BMS. A post processing module allows you to scale and manipulate values and broadcast them on the CAN bus with no custom development needed. This allows the s-BMS to work as a drop in replacement for many existing systems.

FLEXIBILITY

- 12 VDC to 1000 VDC
- Up to 256 cells in series
- All battery parameters easily configured
- User-definable event responses and warnings
- User configurable I/Os and CAN messages
- Battery model for intelligent rate control
- Embedded post processing of CAN values

SAFETY

- Detection of 27 error modes and 17 warning conditions
- Noise and vibration robust
- 40° to +85°C operational range

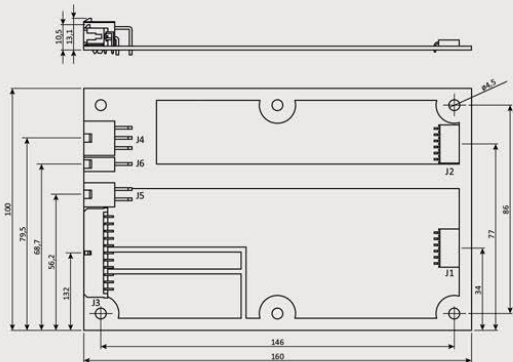
FUNCTIONALITY

- Cell voltages 0-5V, $\pm 2\text{mV}$ accuracy
- SOC and SOH estimation
- LEAK detection
- Cell balancing up to 840mA/cell
- Cell and Pack resistance estimation
- Thermal management
- Advanced charger control
- Data Logging

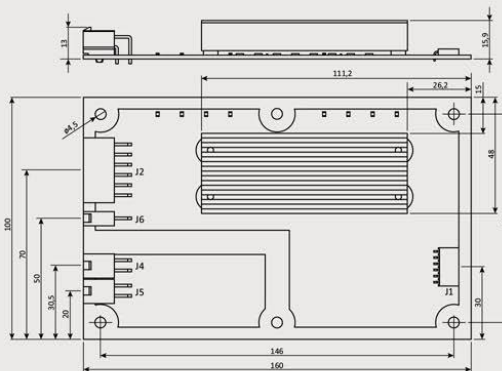
TESTED TO HELL SO YOU CAN USE IT ON EARTH WITH CONFIDENCE!

- Electromagnetic interference
>200 volts/m
- Fast transients 4kV on all inputs
- HALT tested on all 3 vibration axes
- Tested from -90°C up to 120°C





RMCU



RMU

System Voltage Range	12 - 1000VDC
Cells per RMU	3-8 Cells
Cells per System	3 - 256 Cells in series
Capacity	Up to 5000 Ahr
Balancing Current	Up to 840mA @ 4.2VDC (Optional Heat Sink for improved performance)
Input Voltage	12 VDC (9VDC - 14VDC)
Current Consumption: RMCU	<150mA operating
Current Consumption: RMU	<10mA operating. RMU is powered from cells
Temperature Sensor	1 or 2 per RMU. Type NTC, 10KΩ @ 25 DegC, β Value: 3900
Measurement Specifications	Cell Voltage: Range 0-5V, Accuracy ±2mV typical, <±10mV max., Sampling 1Hz Temperature accuracy ±1.5°C (dependent on sensor)
	Pack voltage 0-1000V, accuracy ±1V, Sampling 5Hz Current Measurement by Shunt (100 – 1000 μΩ) , 400mV max, Sampling 5Hz
Dimensions	160 x 100 mm (Eurocard size), 20 mm stacking height RCMU 86g, RMU 72g, RMU with optional heatsink 146g
Control IOs	HV Contactors, Charge Contactor, Precharge Contactor
User Defined IOs (max. 3)	Fan Control, Heater Control, HV Interlock, Low SOC Warning, Mid Pack Relays Error LED, Off Board Leak Detect., Low Power Charger Mode (e.g. dual chargers)
Communication	CAN bus 2.0 A&B for system integration RS232 PC diagnostics interface
Charger Control Options	Analogue voltage control, PWM 1-5 KHz, CAN 2.0 A&B
Protection Modes	Capable to monitor and handle 27 safety critical error modes Capable to report 17 unique warnings conditions Capability to broadcast system status, errors and warnings over CAN
Diagnostic Tool	Licencing via USB Dongle (allowing multiple device usage) Supported Operating Systems: Windows Professional, XP, Vista, 7, 8 Pro Version - Calibration Development capability Service Version - Field Service & troubleshooting Requires USB to RS 232 converter cable or RS232 port on device
EMC Immunity	Tested as per EN61000-4-3 (80MHz – 1000MHz) at 200 V/m, EN61000-4-4 (4kV)
Temperature	Specifications: Operational -40° to 85°C
Vibration Tolerance	Tested as per EN60068-2-6 random vibration (10 – 1000Hz)
Certifications	CE marking
Patents	U.S. Patent No. 8,350,529. China Patent No. ZL 2007 8 0048774.x Patents pending

A.3 GWL-ZG-LFP020AH

GWL/ Power Group Technology Solutions – Stay Powered for the Future

GWL/Power Specification Document



The summary of the technical specification

ZG-LFP020AH



December 2014



<http://www.ev-power.eu>

The technical specification of the ZG-LFP cell

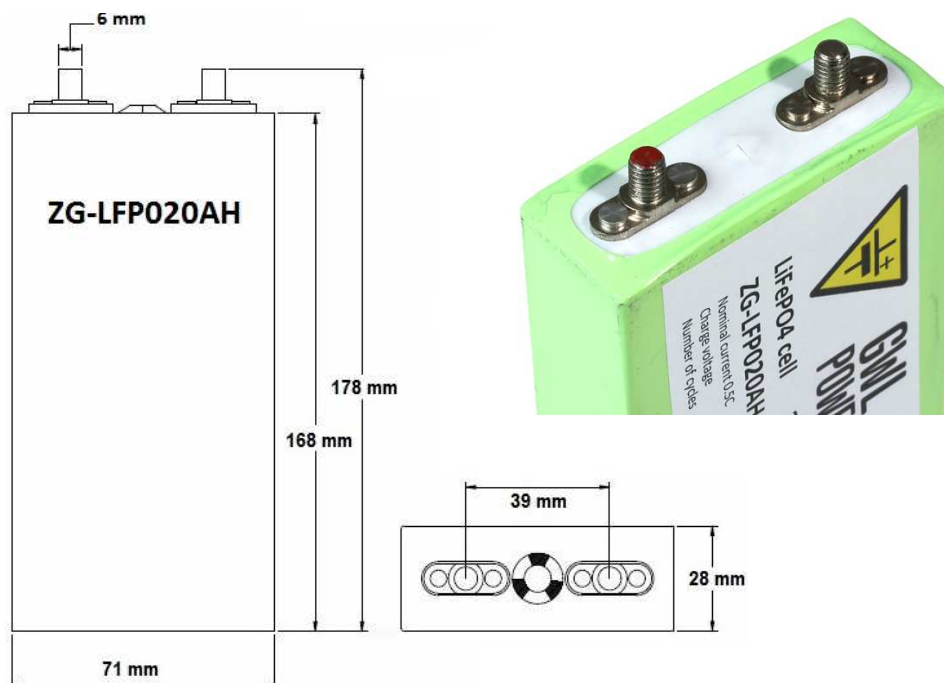
The advantages of the ZG-LFP cells

- professionally produced LiFePO₄ cells
- stability during high current discharge – support up to 3C continually, 5C, 10C peak discharge
- the discharge with long flat discharge area (3.30V to 3.10V)
- metal case for protecting the cell
- minimal overheating or heat release during operation

Model name	ZG-LFP020AH
Nominal voltage (V)	3.2 V
Nominal capacity (Ah)	20 Ah
Max voltage per cell (V)	3.8 V
Minimal voltage per cell (V)	2.6 V
Operating voltage (V)	2.8 V to 3.7 V
Optimal discharge current 0.5C (Amp)	< 10 A
Maximal discharge current 3C (Amp)	60 A
Max peak discharge current 10 C, < 15 seconds (Amp)	< 200 A
Optimal charge current 0.5C (Amp)	< 13 A
Maximal charge current 1C (Amp)	20 A
Internal resistance (mOhm)	< 2 mOhm
Cycle life (80% DOD at 20°C)	> 2000 cycles at 0.5C > 1500 cycles at 1 C
Self discharge rate (% per month)	< 3%
Operating temperature (charging)	0 to 45 °C
Operating temperature (discharging)	-25 to 55 °C
Dimensions width x length x height (mm)	71 x 178 x 28
Weight (tolerance +/- 50g)	0.65 kg

GWL/Power ZG-LFP020AH

Dimensions 71 x 178 x 28

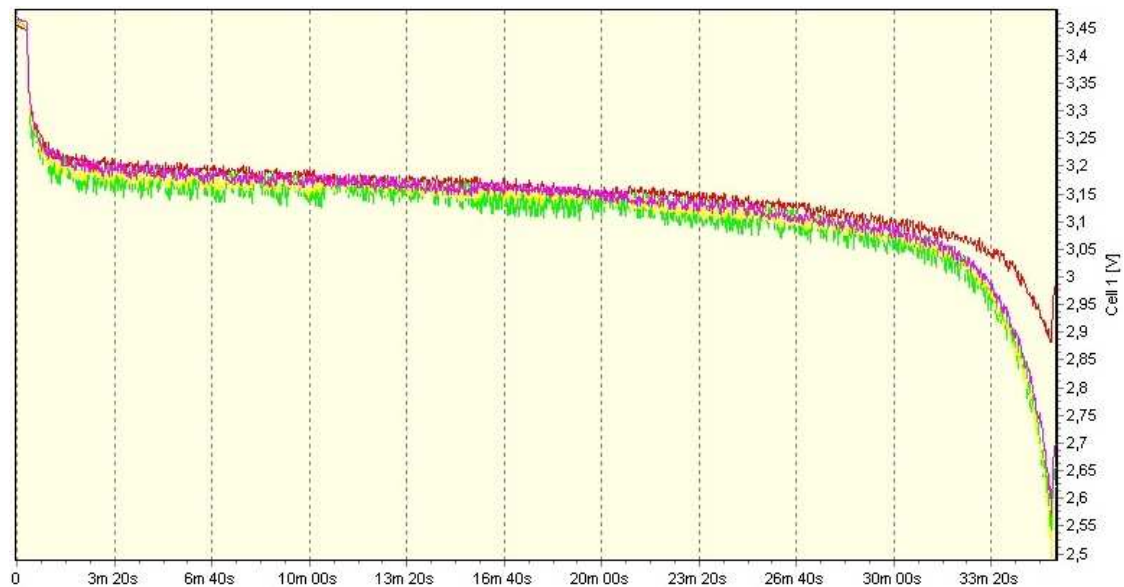


(packing style may change without prior notice)



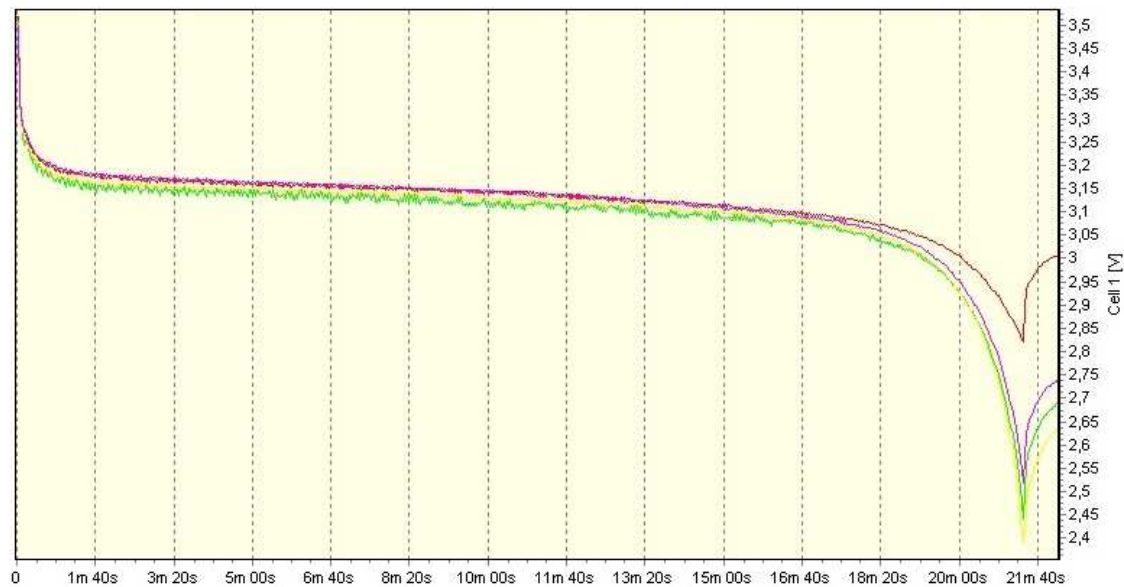
Normal operation test data for the ZG-LFP cells

- The discharge diagram for 2C (40A)



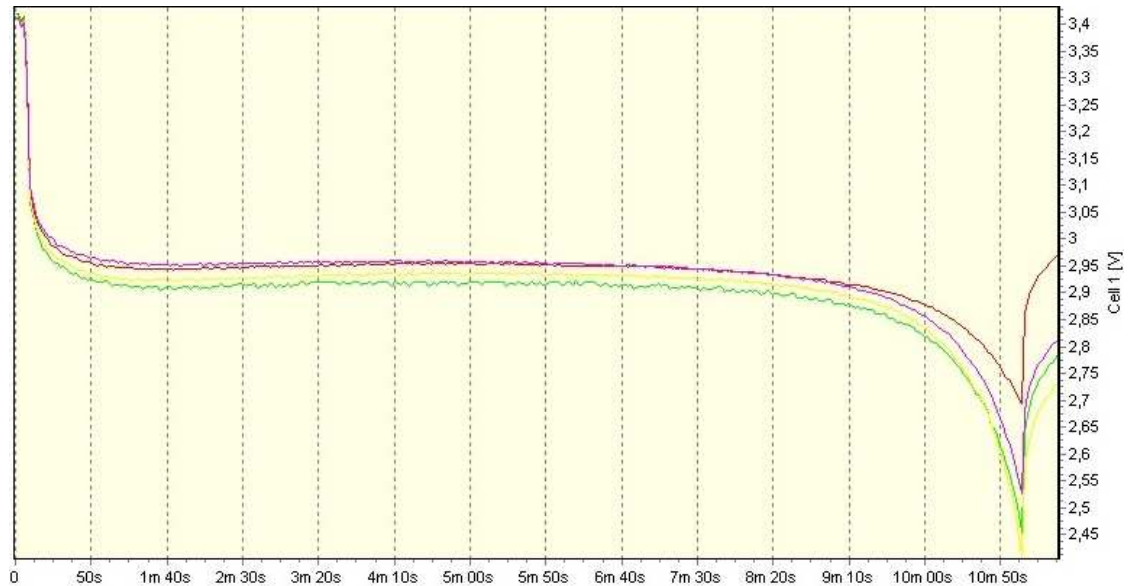
- Discharge of 4 cells at constant current to 2.5V at lowest cell.
- Discharge time to 2.8V - 34:50 (2090 s). Calculated capacity **23.20 Ah**
- 50% discharge voltage under load: 3.13V

- The discharge diagram for 3C (60A)



- Discharge of 4 cells at constant current to 2.5V at lowest cell.
- Discharge time to 2.8V - 20:50 (1250 s). Calculated capacity **20.83 Ah**
- Discharge time to 2.5V - 21:20 (1280 s). Calculated capacity **21.34 Ah**
- 50% discharge voltage under load: **3.10V**

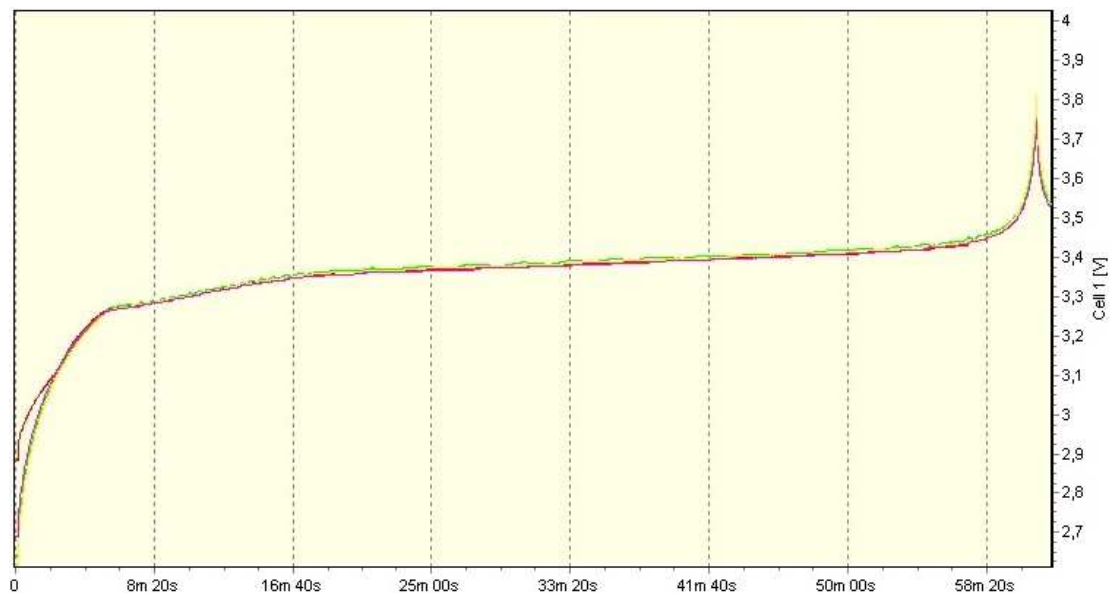
- The discharge diagram for 5.7C (115A) *1)



Note: 1) This test is beyond the specification of the cell. The max continuous discharge is 3C (60A).

- Discharge of 4 cells at constant current to 2.5V at lowest cell.
- Discharge time to 2.6V - 11:00 (660 s). Calculated capacity **21.08 Ah**
- 50% discharge voltage under load: **2.92V**

- Regular charge diagram 1C (20A)



- Regular charge with 20A (1C)
- Charge to 3.8V per cell

Apéndice B

Pilas de combustible comerciales.

B.1 EnergyOr



Your UAV Fuel Cell Experts

EPOD

EO-410-LE

Fuel Cell UAV Propulsion Systems for Extended Multirotor Flight Endurance

EnergyOr Technologies Inc.

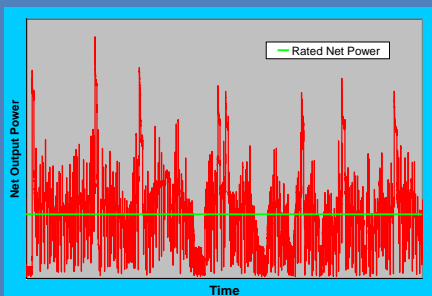
EnergyOr Technologies Inc. is a fuel cell systems company with a strategy to focus on premium niche markets where our state-of-the-art fuel cell technology can be applied today.

Our objective is to provide customers with simple to use, "turn-key" fuel cell systems. From engineering analysis and detailed component design, to systems integration and qualification testing, we strive for excellence at each and every stage.

We produce lightweight and compact PEM fuel cell systems suitable for many premium markets including, but not limited to, unmanned aerial vehicles (UAVs), auxiliary power units (APUs) and custom system configurations.

After six generations of fuel cell system development and testing in numerous UAV platforms, EnergyOr has come to understand the "real" power and energy requirements of **operational** UAVs, which include not only propulsion power, but power for payload, avionics, servos, etc. The EO-410-LE is ready to tackle the most demanding UAV flight power profiles.

Real-World Flight Cycles



The EPOD Series of UAV Fuel Cell Systems from EnergyOr – the Latest Innovation in "Plug & Fly"

Energy & Power On Demand

The EO-410-LE is the latest generation of advanced fuel cell system technology from EnergyOr for multirotor applications. This lightweight and rugged UAV propulsion system is similar to one of our other EPOD products, the EO-310-XLE, but provides over 30% additional power with effectively the same size and weight. It has been designed specifically to deliver extended flight endurance under the most demanding of weather conditions.

To ensure seamless integration into your UAV airframe, the EO-410-LE is fully integrated and self-contained to include all of the necessary subsystems to provide reliable and efficient UAV propulsion power that won't let you down. Its design has been optimized based on extensive UAV flight testing in several different platform configurations from two leading UAV manufacturers. It has been tested in widely varying environmental conditions and can meet the rigorous demands of operational UAVs.

EnergyOr has focused on providing complete fuel cell system solutions and engineering services so that our products can be integrated and deployed easily. Our advanced portable hydrogen filling station allows users to refill flight tanks rapidly and safely, at home or in the field.



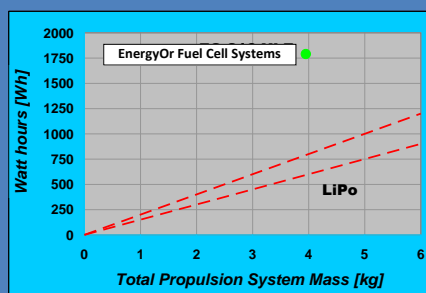
System Efficiency

What separates the EO-410-LE from the competition? ...SYSTEM EFFICIENCY. We have designed our fuel cell systems for operation at very high efficiency, and the total net energies quoted (i.e. Watt-hours) are at a usable power level that will actually fly your UAV, **nothing less**. Basically, this means we produce more power with less hydrogen, making our fuel cell systems lighter.



EnergyOr FCS vs. LiPo

EnergyOr's fuel cell systems provide more than double the energy available from rechargeable lithium polymer (LiPo) batteries, the existing multirotor propulsion technology of choice.



The output voltage range of the EO-410-LE is similar to that of an 8 to 10S LiPo battery pack, which eliminates the need for any power conditioning between the fuel cell system and your propulsion motor (i.e. a heavy and inefficient DC/DC converter is not required).

EO-410-LE System Features

- Hybrid battery for peak power demands
- In-flight battery charging to ensure high powers available in the most demanding weather conditions
- Modular design for optimal UAV integration
- Exceptional system efficiency for longer flight endurance
- Low heat and noise signature
- Efficient payload power

Technical Specifications ⁽¹⁾		EO-410-LE
System Performance	Rated Net Output Power	410 W
	Max. Continuous Net Output Power	470 W ⁽²⁾
	Peak Net Output Power (Take-off)	1000 W
	DC Output Voltage Range	32 – 45V
	System Efficiency @ 410 W	48%
	Design Lifetime	Up to 3000 hours
	Net Energy Available @ 410 W	900 Wh
Environment	Ambient Temperature (Max.)	35°C ⁽³⁾
	Flight Altitude	1000 m ⁽⁴⁾
Physical	Total System Mass (including H ₂ Delivery System, H ₂ fuel & battery)	3.4 kg
	Dimensions / Volume	Fully Configurable Depending on UAV Airframe

⁽¹⁾ Specifications are subject to change without notice

⁽²⁾ At STP (20°C, 1 atm)

⁽³⁾ System configurations for ambient temperatures up to 40°C available

⁽⁴⁾ Higher altitudes available on request

What's Included:

- Fully Integrated Fuel Cell Stack
- Hybrid LiPo Batteries
- Electronic Controller & Power Distribution Board
- Proprietary Power Management System including battery charging
- Air Delivery & Cooling Subsystems
- Hydrogen Valves
- Hydrogen Delivery System with Regulator & Integrated Pressure Sensor
- EnergyOr Developed Human Machine Interface (HMI) for system monitoring while on the ground, or in the air
- Data Link for all Fuel Cell System parameters
- Portable Hydrogen Filling Station

Other Product Configurations

Depending on your specific UAV platform and mission requirements, EnergyOr Technologies can provide a custom configuration to meet your needs. Our fuel cell/battery hybrid UAV propulsion systems are highly configurable due to their modular design and can be quickly integrated into your UAV airframe.

Other Products

EnergyOr also offers other fuel cell products and accessories including the EPAC line of auxiliary power units (APUs) and EDAQ line of fuel cell data acquisition systems. Please refer to our product brochures online for more information or contact EnergyOr directly.

ENERGYOR TECHNOLOGIES INC.

180 rue Authier, Montréal, Québec H4M 2C6 Canada
 Phone: (514)744-6122 Fax: (514)744-0878
www.energyor.com

B.2 Aerostak

AEROSTAKS

World's Lightest Fuel Cells for Electric UAVs



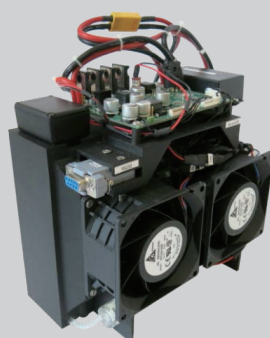
Standard 200W, 500W, 1000W PEM Fuel cells system

Customization is available for voltage, shape, size, and power ratings



A-200 PEM FUEL CELL 200W
AST01-01

Number of cells35
(can be changed on based on voltage required)
Rated power200 W
Peak power220 W
ReactantsHydrogen and Air
Ambient operating temperature-5-40 °C (23-104 °F)
Starting temperature-5-40 °C (41-104 °F)
Storage temperature-0-40 °C (32-104 °F)
Max stack temperature65 °C (131 °F)
HumidificationSelf-humidified
Cooling.....Air (integrated cooling fan)
Total system weight (BOP, electronics).....650g
Stack size (with casing).....107 X 126 X 120 mm
Hydrogen Pressure.....0.5-0.6 Bar (7.3-8.7 PSI)
Hydrogen flow rate at max power.....2.8 L/min
Hydrogen purity required.....99.98%
Start up time.....<30s (room temperature)
External power supply.....24V (±1V), < 5A
Output DC/DC solutions available



A-500 PEM FUEL CELL 500W
AST02-01

Number of cells45
(can be changed on based on voltage required)
Rated power500 W
Peak poweradjustable on request
ReactantsHydrogen and Air
Ambient operating temperature-5-40 °C (23-104 °F)
Starting temperature-5-40 °C (41-104 °F)
Storage temperature-0-40 °C (32-104 °F)
Max stack temperature65 °C (131 °F)
HumidificationSelf-humidified
Cooling.....Air (integrated cooling fan)
Total system weight (BOP, electronics).....1400g (± 50g)
Stack size (excl. electronics).....192 x 107 x 146 mm
Hydrogen Pressure.....0.5-0.6 Bar (7.3-8.7 PSI)
Hydrogen flow rate at max power.....6.5 L/min
Hydrogen purity required.....99.98%
Start up time.....<30s (room temperature)
External power supply.....24V (±1V), < 5A
Output DC/DC solutions available



A-1000 PEM FUEL CELL 1000W
AST03-01

Number of cells50
(can be changed on based on voltage required)
Rated power1000 W
Peak poweradjustable on request
ReactantsHydrogen and Air
Ambient operating temperature-5-40 °C (23-104 °F)
Starting temperature-5-40 °C (41-104 °F)
Storage temperature-0-40 °C (32-104 °F)
Max stack temperature65 °C (131 °F)
HumidificationSelf-humidified
Cooling.....Air (integrated cooling fan)
Total system weight (BOP, electronics).....2250g (± 50g)
Stack size (excl. electronics).....252 x 126 x 190 mm
Hydrogen Pressure.....0.55-0.7 Bar (7.3-8.7 PSI)
Hydrogen flow rate at max output.....14L/min
Hydrogen purity.....99.98%
Start up time.....<30s (room temperature)
External power supply.....24V (±1V), <5A
Output DC/DC solutions available

AEROSTAKS are specially designed fuel cell stacks that are up to 5 times lighter and much smaller than other fuel cells on the market. These ultra-light fuel cells are typically used in specialty applications where weight is a critical factor. The systems are available in three standard power outputs but can be customized according to the customers requirements. Our engineering team will provide support for selection as well as customization options. Please contact us at sales@hes.com to discuss your application.

Contact: sales@hes.sg

www.hes.sg

World's Lightest Fuel Cells for electric UAV



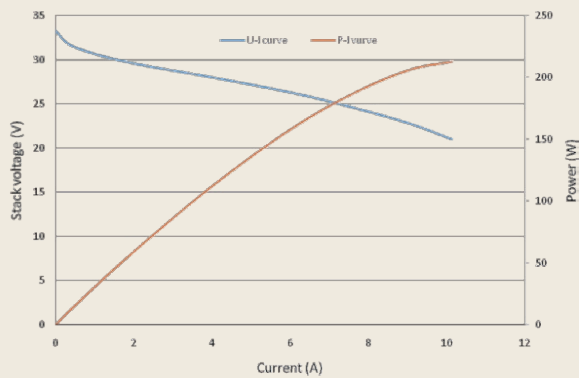
A-200 PEM FUEL CELL 200W

AST01-01

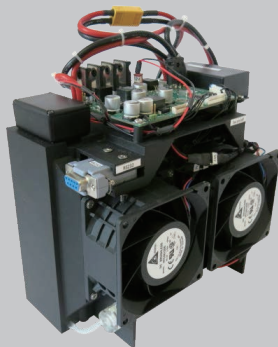
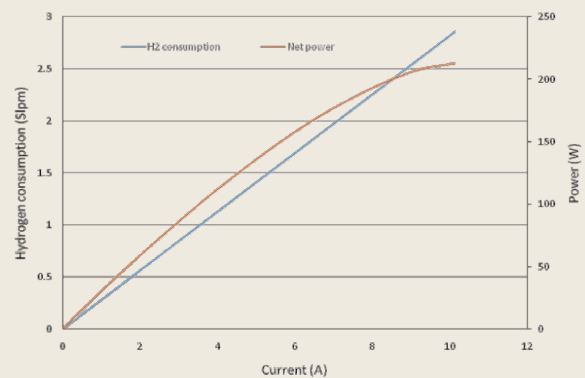
Includes:

- Control electronics
- Integrated balance of plant
- Hybrid battery charging
- RS232 communication

A200 Performance



A200 Hydrogen flow rate



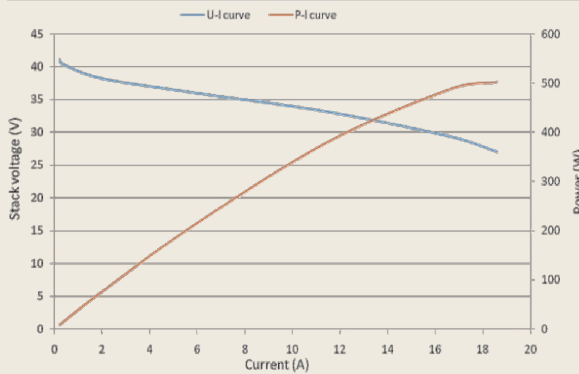
A-500 PEM FUEL CELL 500W

AST02-01

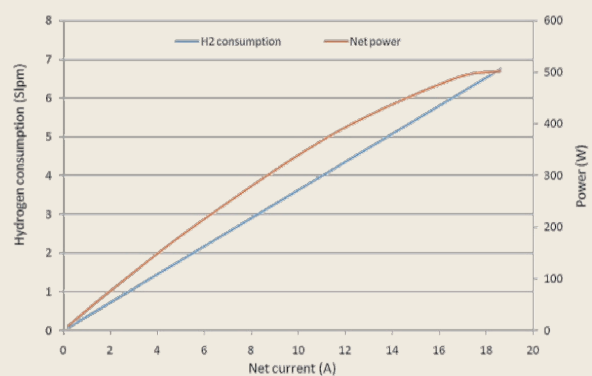
Includes:

- Control electronics
- Integrated balance of plant
- Hybrid battery charging
- RS232 communication

A500 Performance



A500 Hydrogen flow rate



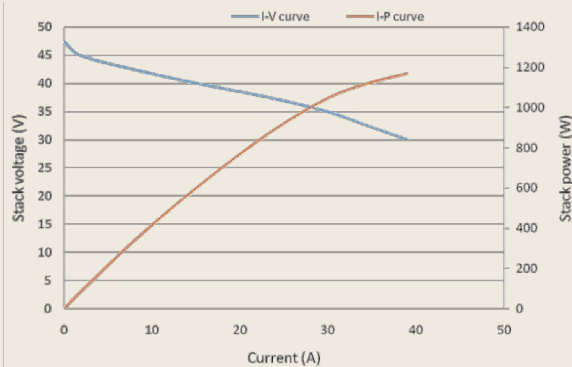


A-1000 PEM FUEL CELL 1000W

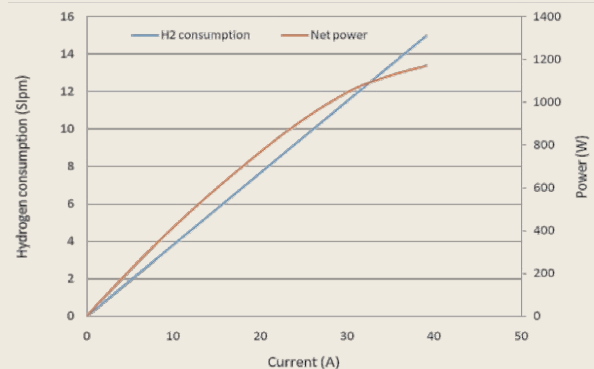
AST03-01 Includes:

- Control electronics
- Integrated balance of plant
- Hybrid battery charging
- RS232 communication

A1000 Performance



A1000 Hydrogen flow rate



Accessories for Hydrogen storage



Composite hydrogen storage cylinders

CCL01-01

- Cylinder volumes from 0.5L to 12L
- Hydrogen storage pressures up to 300bar
- Fast fill time
- Good energy density



Two Stage pressure regulator

FSCPR-2

- Lightweight design
- Designed for use with hydrogen gas
- Reduces high pressure (300 bar) to low consistent pressure (0.4 to 0.65 bar)

HES ENERGY SYSTEMS manufactures the world's lightest two stage pressure regulator. This titanium regulator accurately reduces input pressures up to 300 Bar down to 0.3 Bar for direct hydrogen delivery to the fuel cell system.



NEW – User interface for real time diagnostics, monitoring, and data acquisition.

AEROSTAKS

World's Lightest Fuel Cells for Electric UAVs



Custom engineering and integration services

HES Energy Systems provides custom engineering and integration services to tailor a power system solution for any application. Fuel cell systems require a unique set of design considerations than the batteries these systems typically replace. Our experienced scientists and engineers are here to assist in the development of your long endurance power solution.

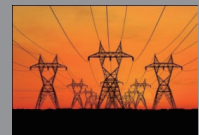


HES Energy Systems are #1

HES systems are scalable and can be offered in various configurations based on the customers requirements. Our team analyses the nominal, peak, and continuous power levels, as well as flight duration, and data communications. The solutions are designed to minimize weight and volume while providing the best performance available in the world.

Custom design systems available for:

- Mini-UAS (5-12kg TOW)
- Small tactical UAS (12kg-80kg TOW)
- Unmanned ground and surface vehicles
- Robotics
- Portable soldier power
- Stationary Systems for remote locations



SMALL DRONES, FOR **BIG** JOBS

HES Energy Systems is regarded as the most advanced fuel cell technology systems developer in the world, with energy densities already exceeding the 2015 performance targets set by US DOE in 2015. HES worked under a US DARPA program in 2010 and 2011, focusing on novel power solution development in the field of micro-UAVs. Following a new world record flight distance set by NASA-backed teams and DLR engineers using a HES ultra-light fuel cell design, HES Energy Systems was formed in Singapore (2009). From Singapore, HES has developed an international customer base in the field of unmanned aerial vehicles (UAV) for civilian and military applications.

HES Energy Systems develops lightweight, high energy dense power systems enabled by fuel cells and various on demand hydrogen supply solutions. HES's lightweight fuel cell success stems from its **in-cell™** water management technology which eliminates the use of bulky humidification system peripherals. The HES engineering teams work together to solve the most challenging energy storage solutions in the world while consistently innovating to create solutions that outperform conventional energy storage solutions.

Global partners & clients



Contact: sales@hes.sg

www.hes.sg

B.2.1 Depósitos de hidrógeno.

Ultra-Light Hydrogen Storage Solutions / Composite Cylinders

Fully Wrapped Carbon Fiber Reinforced Aluminium-Lined Composite Cylinders
Compatible with HES's ultra-light standard or custom AEROSTAKS

0.5L	1.1L	1.6L	2L
			
LC 0.5-30 A1	LC 1.1-30 A	LC 1.6 - 20 A1	LC 2.0 - 20 A1
Outside Diameter (mm) ... 61.4 Overall Length (mm) 301 Empty Weight (kg) 0.65 Water Volume (L) 0.5 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) ,... 109 Overall Length (mm) 231 Empty Weight (kg) 1 Water Volume (L) 1.1 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) ,... 111 Overall Length (mm) 268 Empty Weight (kg) 1.1 Water Volume (L) 1.6 Testing Pressure (Mpa) 20	Outside Diameter (mm) ,... 130 Overall Length (mm) 253 Empty Weight (kg) 1.48 Water Volume (L) 2 Testing Pressure (Mpa) 20

2.1L	2.17L	2.2L	2.4L
			
LC 2.1 - 20 A1	LC 2.17 - 30 A	LC 2.2 - 20 A1	LC 2.4 - 20 A1
Outside Diameter (mm) 108 Overall Length (mm) 368 Empty Weight (kg) 1.3 Water Volume (L) 2.1 Testing Pressure (Mpa) 20	Outside Diameter (mm) 109 Overall Length (mm) 376 Empty Weight (kg) 1.7 Water Volume (L) 2.17 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 130 Overall Length (mm) 270 Empty Weight (kg) 1.51 Water Volume (L) 2.2 Testing Pressure (Mpa) 20	Outside Diameter (mm) 130 Overall Length (mm) 288 Empty Weight (kg) 1.54 Water Volume (L) 2.4 Testing Pressure (Mpa) 20

Ultra-Light Hydrogen Storage Solutions / Composite Cylinders

Fully Wrapped Carbon Fiber Reinforced Aluminium-Lined Composite Cylinders
Compatible with HES's ultra-light standard or custom AEROSTAKS

2.5L	3L	3.1L	4L
			
LC 2.5 - 20 A1	LC 3.0 - 30 A	LC 3.1 - 30 A	LC 4.0 - 30 A1
Outside Diameter (mm) ... 130 Overall Length (mm) 297 Empty Weight (kg) 1.55 Water Volume (L) 2.5 Testing Pressure (Mpa) 20	Outside Diameter (mm) 109 Overall Length (mm) 493 Empty Weight (kg) 1.9 Water Volume (L) 3 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 109 Overall Length (mm) 509 Empty Weight (kg) 2 Water Volume (L) 3.1 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 139 Overall Length (mm) 413 Empty Weight (kg) 2.8 Water Volume (L) 4.0 Testing Pressure (Mpa) 30

4.7L	6.8L	9L	12L
			
LC 4.7 - 30 A	LC 6.8 - 30 A	LC 9.0 - 30 A	LC 12.0 - 30 A
Outside Diameter (mm) 140 Overall Length (mm) 473 Empty Weight (kg) 3.0 Water Volume (L) 4.7 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 157 Overall Length (mm) 519 Empty Weight (kg) 3.8 Water Volume (L) 6.8 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 178 Overall Length (mm) 541 Empty Weight (kg) 5.3 Water Volume (L) 9.0 Testing Pressure (Mpa) 30	Outside Diameter (mm) 195 Overall Length (mm) 595 Empty Weight (kg) 6.5 Water Volume (L) 12 Testing Pressure (Mpa) 30

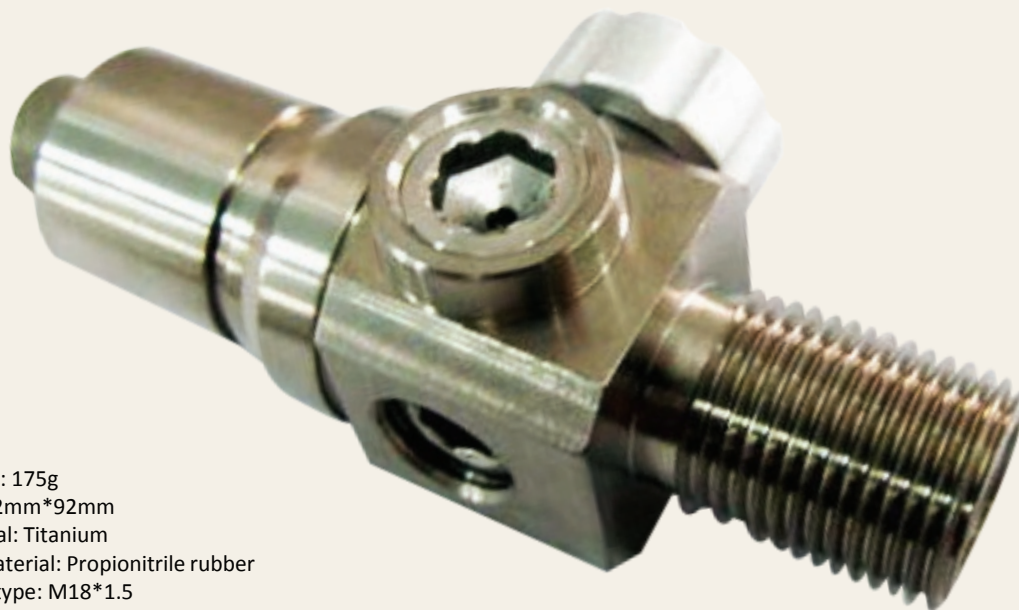
Ultra-Light Hydrogen Storage Solutions - Accessories

PRESSURE REGULATOR ACCESSORY

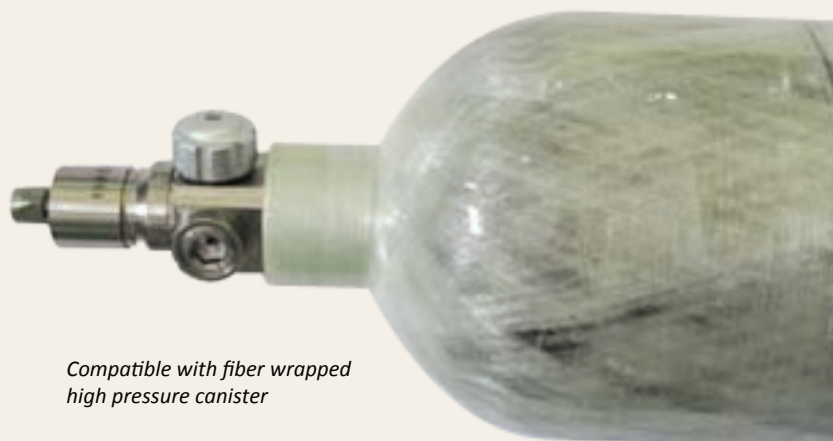
Ultra-light & compact regulator compatible with HES AEROSTAKS

Two-Step Pressure Regulator

Model No.: FSC-PR-2



Weight: 175g
Size: 42mm*92mm
Material: Titanium
Seal material: Propionitrile rubber
Screw type: M18*1.5
Max. Input pressure: 300 Bars
Closing pressure: ≤ 1.1 Bars
Output pressure: 0.5 Bars if flow ≤ 7 L/min



*Compatible with fiber wrapped
high pressure canister*

Apéndice C

Paneles solares comerciales.

C.1 Altadevices



TECHNOLOGY PERFORMANCE: SINGLE CELL

Standard Test Condition [STC]: 1000W/m², AM1.5, 25°C

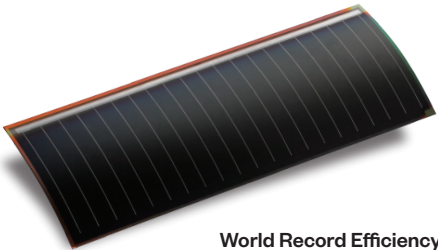
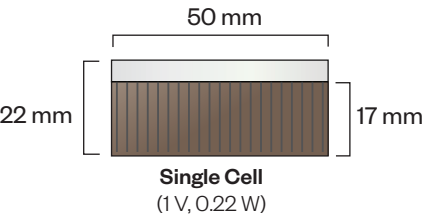
Key Specifications			
		Gen3	Gen4
Power-to-Weight	W/g	1.4	2.3
Power (Outdoor)	W/m ²	260	
Power (Indoor, 200 Lux LED)	μW/cm ²	15	
Thickness	[μm]	110	45
Area Density	[g/m ²]	187	115
Flexibility	2 cm radius of curvature		

Cell Electrical Specifications		
Efficiency	[%]	26
Power	[W]	0.226
Max Power Voltage	[V]	0.96
Max Power Current	[A]	0.236
Fill Factor	[%]	84
Open Circuit Voltage	[V]	1.09
Short Circuit Current	[A]	0.246

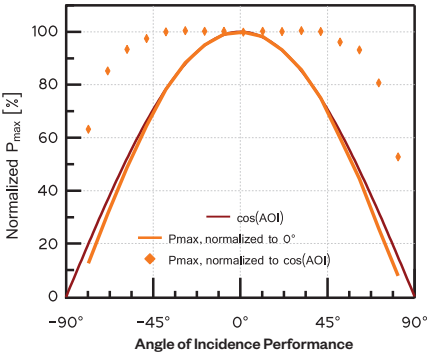
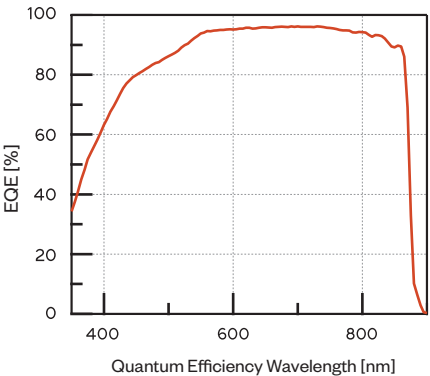
Temperature Coefficients		
Voltage	[%/°C]	-0.187
Current	[%/°C]	+0.084
Power	[%/°C]	-0.095

*Percent change per °C from 25 °C

Cell Appearance and Dimensions		
Material		Gallium Arsenide
Surface and Color		Textured, dark blue – black
Dimensions	[mm]	50 x 19.6 ± 0.5
Front	[-]	1.0 mm bus bar
Back	[+]	Vias for electrical contact



World Record Efficiency:
28.8% and 31.6%



TECHNOLOGY PERFORMANCE: MODULE

Lightweight Module Electrical Performance and Physical Properties

Standard Test Condition [STC]: 1000W/m², AM1.5, 25°C

PET Front Sheet Module Key Specifications

		Gen 3	Gen 4
Avg. Thickness	[μm]	165	100
Area Density	[g/m ²]	270	253
Power-to-Weight	[W/kg]	740	789

*Values calculated using 33x5 module with bypass diodes and 5mm border

PET Front Sheet 5x1 Module Electrical Specifications

Efficiency	[%]	24
Power	[W]	0.948
Max Power Voltage	[V]	4.77
Max Power Current	[A]	0.198
Fill Factor	[%]	84
Open Circuit Voltage	[V]	5.41
Short Circuit Current	[A]	0.208

*5x1 refers to module with 5 cells in series

Heavy-Duty Module Electrical Performance and Physical Properties

Standard Test Condition [STC]: 1000W/m², AM1.5, 25°C

3M Ultrabarrier Module Key Specifications

Avg. Thickness	[μm]	900
Area Density	[g/m ²]	898
Power-to-Weight	[W/kg]	235

*Values calculated using 33x5 module with bypass diodes and 5mm border

3M Ultrabarrier 5x1 Module Electrical Specifications

Efficiency	[%]	25
Power	[W]	1.00
Max Power Voltage	[V]	4.82
Max Power Current	[A]	0.208
Fill Factor	[%]	84
Open Circuit Voltage	[V]	5.47
Short Circuit Current	[A]	0.219

*5x1 refers to module with 5 cells in series

Indoor Electrical Performance

Cell Electrical Specifications

Power	[μW]	150
Max Power Voltage	[V]	0.70
Max Power Current	[μA]	210
Fill Factor	[%]	76
Open Circuit Voltage	[V]	0.84
Short Circuit Current	[μA]	230

AMO Electrical Performance

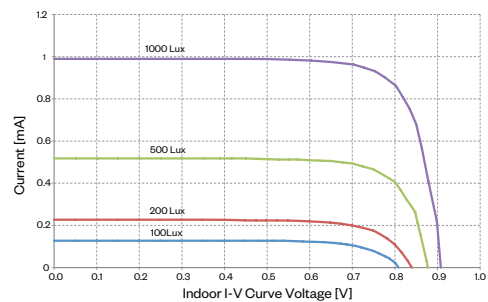
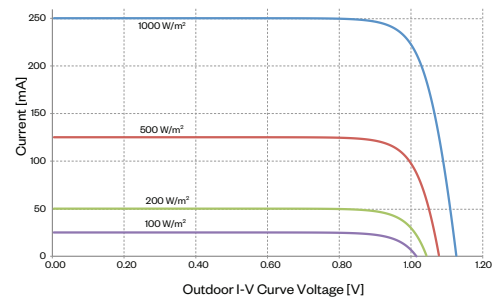
Standard Test Condition [STC]: 1366W/m², AMO

1x1 Bare Matrix

Efficiency	[%]	20
Power	[W]	0.226
Max Power Voltage	[V]	0.96
Max Power Current	[A]	0.246
Fill Factor	[%]	84
Open Circuit Voltage	[V]	1.09
Short Circuit Current	[A]	0.256

1x1 PET Module

Efficiency	[%]	19
Power	[W]	0.223
Max Power Voltage	[V]	0.97
Max Power Current	[A]	0.231
Fill Factor	[%]	84
Open Circuit Voltage	[V]	1.09
Short Circuit Current	[A]	0.244



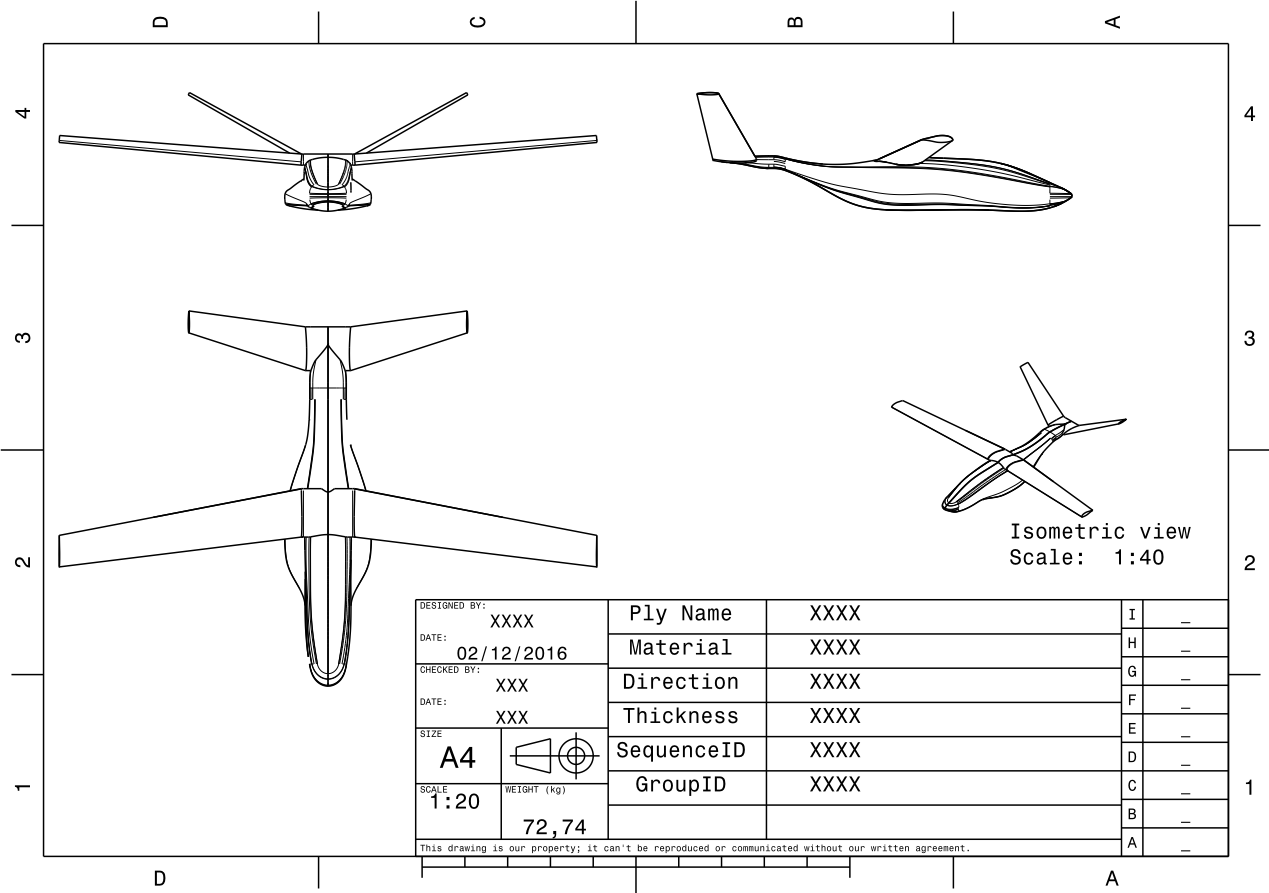
ALTADVICES

545 Oakmead Parkway, Sunnyvale, CA 94085 USA
www.altadevices.com

© 2016, Alta Devices, Inc. All rights reserved. Specifications included in this document are subject to change without notice.

AB-IoT-1116-001-EN

Apéndice D
Planos Aeronave Tilt-Rotor. Configuración preliminar.



Índice de Figuras

2.1.	Estructura interna de una batería Ión-Litio	7
2.2.	Estructura interna de una batería Ni-MH	8
2.3.	Estructura interna de una batería Pb-Ácido	9
2.4.	Comparación de valores de funcionamiento para tres tipos de baterías. Fuente: [39]	10
2.5.	Diferentes perfiles de descarga de una batería según el material de fabricación. Extraído de: [30]	10
2.6.	Energía específica frente a densidad de energía para los distintos tipos de baterías recargables en el mercado. Extraído de: [30]	11
2.7.	Esquema de la pila de combustible fabricada por William R. Grove	11
2.8.	Célula de combustible del programa Gemini de la NASA. Extraído de: [32]	12
2.9.	Célula de combustible del programa Apollo de la NASA. Extraído de [22]	13
2.10.	Célula de combustible del Space Shuttle de la NASA. Extraído de [22]	13
2.11.	Pilas de combustible. Tipos y características principales de funcionamiento. Extraído de: [13]	14
2.12.	Super Dimona	15
2.13.	Antares DLR H2	16
2.14.	Phantom Eye	16
2.15.	a.) Global Observer; b.) Puma	17
2.16.	Birdeye 650	17
2.17.	Ion Tiger	17
2.18.	EAV 2	18
2.19.	a.) CSULA FC-1; b.) CSULA/OSU Pterosoar	18
2.20.	Hyfish	19
2.21.	Pioneers Fuel Cell-Powered Rotorcraft Flight	19
2.22.	a.) Stalker; b.) Stalker XE	19
2.23.	Zephyr	20
2.24.	Silent Falcon	20
2.25.	a.) Helios; b.) Orion	20
2.26.	a.) TR 40; b.) TR 60; c.) TR 100	21
2.27.	Greased Lighting (GL-10)	21
2.28.	WanderB	22
2.29.	SIVA	22
2.30.	Skeldar V-200	22
2.31.	Esquema de módulo NEXA (Ballard Power Systems Inc.. Extraído de: [13]	25
2.32.	Almacenamiento de hidrógeno en forma de gas. Ejemplos de tecnología. Extraído de: [34]	26
2.33.	Almacenamiento de hidrógeno en forma de gas. Ejemplos de tecnología. Seguridad de uso. Extraído de: [34]	27
2.34.	Modelado de una célula solar con componentes no ideales. Extraído de: [3]	28
2.35.	Modelado de una célula solar con componentes ideales. Extraído de: [3]	29
4.1.	Orden y distribución básica del modelo	37
4.2.	Ordenamiento del modelo. Nivel de sistema	38
4.3.	Disposición del bloque de paneles solares. Nivel de subsistema	38

4.4.	Esquema del modelo eléctrico de cada módulo	39
4.5.	Parámetros de configuración del conjunto de paneles	39
4.6.	Curvas características para el módulo de paneles solares	40
4.7.	Perfiles de irradiancia para días tipo de los meses con más radiación (Julio, Agosto) y con menos radiación (Diciembre y Enero)	41
4.8.	Sistema de baterías. Nivel de subsistema	42
4.9.	Posición aproximada del sistema de baterías.	46
4.10.	Sistema de pilas de combustible. Nivel de subsistema	47
4.11.	Modelado de la dinámica interna de una pila de combustible tipo PEMFC	47
4.12.	Señal de consumo de fuel	48
4.13.	Bloques de carga	48
4.14.	Bloques de medición	49
4.15.	Bloques de tratamiento de señal	49
4.16.	Salida de intensidad desde la pila de combustible hacia las cargas	50
4.17.	Aeronave tilt-rotor. Vista Isométrica	50
4.18.	Configuraciones de la aeronave tilt-rotor. (a) Configuración de VTOL. (b) Configuración de crucero	51
4.19.	Implementación del modelo de resistencia variable que representa al motor en el circuito eléctrico	51
4.20.	Modelado de un motor eléctrico en Simulink	52
4.21.	Señal de referencia para giro del motor	52
4.22.	Señal de par de la hélice	53
4.23.	Convertidor dc-dc elevador (boost).	54
4.24.	Convertidor dc-dc elevador (boost).	54
4.25.	Generador de pulsos PWM	55
4.26.	Generador de pulsos PWM. Distribución interna	55
4.27.	Resistencia modelo para los sistemas de abordó	56
4.28.	Circuito eléctrico equivalente a un motor de corriente continua.	57
4.29.	Bloque de resistencia variable implementada con el paquete Simscape/SimPowerSystems de Simulink	58
4.30.	Distribución interna de la resistencia variable	58
4.31.	Bloque de resistencia variable alimentado por baterías.	59
4.32.	Parámetros del convertidor	60
4.33.	Parámetros del batería.	61
4.34.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	62
4.35.	Valores de inductancia y conductancia del convertidor dc-dc calculados para el régimen de ascenso/descenso (VTOL)	63
4.36.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	64
4.37.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	65
4.38.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	66
4.39.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	67
4.40.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	68
4.41.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones de entrada al convertidor ($i_{E_{boost}}$ y $i_{E_{boost}}$) y las de salida hacia la resistencia variable ($i_{0_{boost}}$ y $V_{0_{boost}}$)	69
4.42.	Intensidad (A) y Voltaje (V) del convertidor. Se realiza una simulación de 20 s en la que se miden las intensidades y tensiones a través del conjunto de paneles solares (i_{panel} y V_{panel})	70
4.43.	Potencia aportada por el panel solar (W) durante los primeros 20s de simulación	71

5.1.	Parámetros de sistema de baterías usado para 0 % de hibridación	74
5.2.	Estado de carga de las baterías durante la simulación	74
5.3.	Simulación para control por histéresis. Magnitudes de descarga de la batería. Intensidades en A (amperios), tensión en V (voltios), potencia en W (vatios)	75
5.4.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida del panel. Intensidades en A (amperios)	76
5.5.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios)	77
5.6.	Datos para tanques de hidrógeno de la empresa Aerostak	78
5.7.	Disposición de la pila de combustible, el regulador y el sistema de admisión	79
5.8.	Disposición de las cargas a las que alimenta la pila de combustible	80
5.9.	Disposición interna de las cargas a las que alimenta la pila de combustible	80
5.10.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios)	82
5.11.	Parte inicial de simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidades en A (amperios), tensiones en V (voltios)	83
5.12.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en A (amperios)	84
5.13.	Consumo de hidrógeno en la pila de combustible	85
5.14.	Magnitudes de funcionamiento de la pila de combustible	85
5.15.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida del panel. Intensidades en A (amperios)	86
5.16.	Mediciones de SOC para (a) hibridación 20.839 % y (b) hibridación 0 %	87
5.17.	Simulación para control por histéresis. Magnitudes de descarga de la batería. Intensidades en A (amperios), tensión en V (voltios), potencia en W (vatios)	88
5.18.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Dinámica de los motores	89
5.19.	Nivel de carga para una misión de 2200 segundos con aporte de pilas de combustible.	90
5.20.	Consumo de hidrógeno para los distintos grados de hibridación	91
5.21.	Diferentes evoluciones de SOC para distintos consumos: (a) 10 lpm; (b) 12 lpm	92
5.22.	Estado de carga de las baterías durante la simulación	93
5.23.	Simulación para control por histéresis. Configuración final. Intensidad y voltaje de entrada ($i_{E_{boost}}$, $V_{E_{boost}}$) y salida ($i_{O_{boost}}$, $V_{O_{boost}}$) del convertidor. Intensidades en Amperios, tensión en Voltios	94
5.24.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en Amperios	95
5.25.	Estado de carga de las baterías durante la simulación	96
5.26.	Parámetros de configuración para la pila de combustible	97
5.27.	Salida de corriente de las pilas de combustible	98
5.28.	Variables internas de funcionamiento de la pila de combustible	98
5.29.	Régimen de giro del motor	99
5.30.	Disposición de los motores. Dos módulos de 4 unidades EC-4pole 32 en serie	100
5.31.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Batería. Intensidades en Amperios, tensión en Voltios y potencia en Vatios	101
5.32.	Simulación para control por histéresis. Configuración preliminar. Intensidad de salida de la pila de combustible. Intensidades en Amperios	102

Índice de Tablas

2.1.	Tipos baterías de litio según el material usado para su fabricación. Extraído de: [18] y [37]	7
2.2.	Tipos de baterías.Características principales. Extraído de: [39]	9
2.3.	Ejemplos de sistemas autónomos de propulsión eléctrica.	23
2.4.	Ejemplos de sistemas autónomos de propulsión eléctrica. (Continuación)	24
3.1.	Grados de hibridación teóricos	32
3.2.	Densidad de energía de los diferentes sistemas	32
3.3.	Consumo de hidrógeno teórico en la pila de combustible	34
4.1.	Datos de consumo de la aeronave	42
4.2.	Especificaciones teóricas del sistema de baterías para una alimentación de la aeronave por baterías exclusivamente	43
4.3.	Datos de baterías. Extraído de: [9]	44
4.4.	Datos de baterías. Extraído de: [9], [8], [10]	44
4.5.	Datos de BMS. Extraído de: A.2	45
4.6.	Dimensionamiento del sistema de baterías	46
4.7.	Datos de baterías. Extraído de:[8]	46
4.8.	Consumos de los sistemas de abordó	56
5.1.	Datos del sistema de baterías	77
5.2.	Datos de motor. Extraído de: [17]	81
5.3.	Datos de baterías. Extraído de: [9]	91
5.4.	Datos de baterías. Extraído de: [9], [8], [10]	96
5.5.	Datos de BMS. Extraído de: A.2	99
5.6.	Datos de motor. Extraído de: [16]	100
6.1.	Datos de baterías. Extraído de: [9]	105

Bibliografía

- [1] *Power electronics handbook.*, 2ª edición ed., Academic Press.
- [2] *Hidrógeno y Pilas de Combustible. Estado Actual y Perspectiva Inmediata.*
- [3] *Documentación de ayuda y explicación de módulos y bloques en simulink. parte del programa matlab.*, r2015a ed., 2003.
- [4] *D. de energía de EEUU:* http://energy.gov/sites/prod/files/2015/10/f27/fcto2014_market_report.pdf, Noviembre 2014.
- [5] *Práctica 4 electrónica de potencia. 3º gitt. análisis mediante simulación de un convertidor dc/dc elevador (boost)*, Universidad de Sevilla., 2014/15.
- [6] *D. de energía de EEUU:* http://energy.gov/sites/prod/files/2016/10/f33/fcto2015_market_report.pdf, Noviembre 2015.
- [7] *Almacenamiento de hidrógeno, formas:* <http://www.pilasde.com/tecnologia-del-hidrogeno/almacenamiento-h2>, Noviembre 2016.
- [8] *Baterías de a123 systems:* <http://www.a123systems.com/>, Noviembre 2016.
- [9] *Baterías de ding tai battery co., ltd. :* <http://www.dtbattery.com/product.asp?id=8&tid=8&webtype=1&i=8>, Noviembre 2016.
- [10] *Baterías de headway headquarters:* <http://www.headway-headquarters.com/>, Noviembre 2016.
- [11] *Depósitos comerciales para almacenamiento de hidrógeno, ejemplos:* <http://www.hydrogencomponents.com/bl-220.htm>, Noviembre 2016.
- [12] *Depósitos comerciales para almacenamiento de hidrógeno:* <http://www.pragma-industries.com/products/hydrogen-storage/>, Noviembre 2016.
- [13] *Información sobre pilas de combustible. características principales:* <http://www.sc.ehu.es/sbweb/energias-renovables/temas/pilas1/pilas1.html>, Noviembre 2016.
- [14] *Información sobre pilas de combustible. ejemplos comerciales:* <http://www.hes.sg/in-the-air>, Noviembre 2016.
- [15] *Información sobre pilas de combustible. tecnología actual:* [https://www.iesma.info/download/116/14\(3\)_argumosa.pdf](https://www.iesma.info/download/116/14(3)_argumosa.pdf), Noviembre 2016.
- [16] *Motor tipo, datos y parámetros para su modelado:* <http://www.maxonmotor.es/>, Noviembre 2016.
- [17] *Motor tipo, datos y parámetros para su modelado:* <http://www.trminternational.com/downloads/m4-420xelectricalspec.pdf>, Noviembre 2016.
- [18] *Tipos de baterías de litio:* <http://www.recargacocheselectricos.com/todo-sobre-las-baterias-de-litio/>, Noviembre 2016.

- [19] A. Abul-Hawa, *Investigation of control problems of the pem fuel cell for variable power demand.*, Coventry: Coventry University., 2010.
- [20] Ballard, *Flujo de aire en las pilas*: http://ballard.com/files/pdf/backup_power/1020acs_v2.pdf.
- [21] ———, *Hibridación*: http://ballard.com/files/pdf/material_handling/9ssl.pdf, Noviembre 2016.
- [22] Noriko Hikosaka Behling, *Fuel Cells: Current Technology Challenges and Future Research Needs*.
- [23] Tom Markvart; Luis Castañer., *Practical handbook of photovoltaics and applications.*, Elsevier, 2003.
- [24] Italy. Comisión Europea. Joint Reseach Centre. Ispra, *Datos estimados de radiación solar*: <http://re.jrc.ec.europa.eu/pvgis/>, Noviembre 2016.
- [25] Departamento de Energía de EEUU. Oficina de Eficiencia Energética y Energías Renovables, *Almacenamiento de hidrógeno*: <http://energy.gov/eere/fuelcells/physical-hydrogen-storage>, Noviembre 2016.
- [26] ACAL Energy, *Flowcath*: <http://www.acalenergy.co.uk/>, Diciembre 2016.
- [27] Comisión Europea, *Datos de irradiancia para el cálculo de potencia de los paneles solares*: <http://re.jrc.ec.europa.eu/pvgis/apps4/pvest.php>, Noviembre 2016.
- [28] David Iriarte, *Especial baterías parte i: El abc de las baterías*: <http://forococheselectricos.com/2013/02/especial-baterias-parte-i-el-abc-de-las.html>, Febrero 2013.
- [29] J. Larminie and Dicks, *Fuel Cell Systems Explained.*, Wiley, 2000.
- [30] Barrie Lawson, *Información sobre baterías de litio y sistemas eléctricos*: <http://www.mpoweruk.com>, Noviembre 2016.
- [31] Dale Rasmussen; James S. Mitchell, *Quantum's trishield10 10,000-psi hydrogen storage tank first to certify to international standards more than doubles operating time of fuel cells*: <http://www.prnewswire.co.uk/news-releases/quantums-trishield10-10000-psi-hydrogen-storage-tank-first-to-certify-to-international-standards-more-than-doubles-operating-time-of-fuel-cells-154096385.html>, Noviembre 2016.
- [32] NASA, *Información sobre pilas de combustible usadas en misiones espaciales*: <https://www.nasa.gov/>, Noviembre 2016.
- [33] Jay T. Pukrushpan; Anna G. Stefanopoulou; Huei Peng, *Control of Fuel Cell Power Systems. Principles, modeling, analysis and feedback design.*, Springer, 2004.
- [34] Antonio. Pino Priego, *Aprovechamiento de recursos energéticos renovables no integrables en la red eléctrica. el caso de la producción de hidrógeno.*, Universidad de Sevilla.
- [35] BesTech Power, *Bms*: <http://es.dhgate.com/product/li-ion-battery-bms-13s-48v-80a-continuous/208594059.html>, Noviembre 2016.
- [36] ———, *Bms*: <http://www.bestechpower.com/416v13spcmbmspcbforlifepo4batterybpack/bms-d328.html>, Noviembre 2016.
- [37] Renobat, *Tipos de baterías de litio*: <http://www.renobat.eu/es/comunicacion/articulos/1026-comparativa-entre-las-diferentes-baterias-de-litio-lifepo4-la-licoo2-la-limn2o4-y-la-li-nico-o2>, Noviembre 2016.
- [38] Juan A. López Sastre; J. Israel Díaz García; Cristina Romero Ávila García., *La pila de combustible.*, Universidad de Valladolid. Secretariado de publicaciones e Intercambio Editorial.
- [39] Christopher D. Rhan; Chao-Yang Wang, *Battery Systems Engineering.*, Wiley, 2013.